



UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA
BARCELONATECH

Escola Superior d'Enginyeries Industrial,
Aeroespacial i Audiovisual de Terrassa

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA

**Escola Superior d'Enginyeries
Industrial, Aeroespacial i Audiovisual de Terrassa**

TRABAJO DE FIN DE GRADO
GRADO EN INGENIERÍA EN TECNOLOGÍAS AEROESPACIALES

Estudio del control de actitud de un cubesat 1U basado en magnetopares

Autor: Carlos Méndez Gálvez

Tutor: David González Díaz

Fecha de entrega: 29 de Abril de 2020

Resumen

En la actualidad, los CubeSats son herramientas recurrentes utilizadas tanto por centros educativos como por universidades especializadas o, incluso, empresas privadas con múltiples objetivos. El más usual es el de beneficiarse de las ventajas económicas del uso de estos nanosatélites, ya que son sistemas significativamente más baratos que los satélites convencionales. Además, son muy útiles para ayudar a centros educativos y universidades a acercar la ingeniería espacial a los estudiantes o a recién graduados.

En este proyecto se busca diseñar el sistema de control de actitud de un CubeSat 1U basado en magnetopares. Para probar la correcta funcionalidad del sistema, se pretende utilizar un banco de ensayos proporcionado por el departamento que tutoriza este proyecto, resultado de otro proyecto de fin de grado.

Este proyecto está pensado para ser utilizado como apoyo docente dedicado al campo de la electrónica y la automática. Dado que el sistema final será utilizado en un laboratorio, no se tienen en cuenta las restricciones características del funcionamiento de un sistema electrónico en el espacio.

Finalmente, debido a la crisis sanitaria actual, marcada por el confinamiento domiciliario, no será posible construir el sistema propuesto en este proyecto. No obstante, se proporciona una visión mucho más amplia del estado del arte y, además, se proporcionan los resultados de diversas simulaciones creadas para probar el buen funcionamiento de varias funcionalidades que podrían incluirse en el control de actitud del CubeSat. Para llevar esto a cabo, dos métodos de control han sido implementados, analizados y comparados



Abstract

Currently, CubeSats are recurring tools used by both educational centers and specialized universities and, even, private companies with multiple objectives. The most common one is to benefit from the economic advantages of using these nanosatellites, since they are significantly cheaper systems than conventional satellites. In addition, they are very useful in helping schools and universities to bring space engineering closer to students or graduates.

The aim of this project is to design the attitude control system of a CubeSat 1U based in magnetorquers. To test the proper functioning of the system, it is intended to use a test bench provided by the department that is tutoring this project, which is the result of another end-of-degree project.

This project is intended to be used as a teaching support dedicated to the field of electronics and automation. Since the final system will be used in a laboratory, the characteristic restrictions of the operation of an electronic system in space are not taken into account.

Finally, due to the current sanitary crisis, marked by home confinement, it will not be possible to build the system proposed in this project. However, a much broader view of the state of the art is provided and, in addition, the results of various simulations created to test the correct operation of various functionalities that could be included in the attitude control of the CubeSat are provided. To accomplish this, two control methods have been implemented, analyzed and compared.





Declaración de Honor

Declaro que,

el trabajo en esta Tesis de Grado es completamente mi propio trabajo, ninguna parte de esta Tesis de Grado se toma del trabajo de otras personas sin darles crédito, todas las referencias han sido claramente citadas, entiendo que una infracción de esta declaración me deja sujeto a las acciones disciplinarias previstas por la *Universitat Politècnica de Catalunya - BarcelonaTECH*.

Carlos Méndez Gálvez
Nombre del estudiante

Firma

27/07/2020
Fecha

Título de la Tesis: Estudio del control de actitud de un CubeSat 1U basado en magnetopares.



Objetivo

En este proyecto se propone desarrollar un prototipo de sistema de control de actitud de un grado de libertad (aunque se plantea completar, en un futuro, el sistema para poder operar con más grados de libertad).

Para analizar la viabilidad del prototipo, se analizará en profundidad el estado actual del arte, ya que existen en la actualidad numerosas misiones exitosas que pueden utilizarse como referencia así como misiones que fracasaron y pueden utilizarse para aprender de sus errores. Se realizarán diversas simulaciones para determinar un posible sistema de control de la actitud del CubeSat mediante magnetopares.



Alcance

Originalmente, se hubieran realizado las siguientes tareas:

1. Estudio de los sistemas de control de actitud utilizados actualmente en la industria aeroespacial y análisis, en concreto, de las ventajas y desventajas del uso de magnetopares.
2. Estudio de los parámetros físicos involucrados en un sistema de control de actitud basado en magnetopares.
3. Determinación de las ecuaciones necesarias para estudiar el sistema e implementación de las mismas en Arduino.
4. Construcción y prueba de la funcionalidad del sistema.
5. Implementación del sistema de comunicación inalámbrico.
6. Estudio de futuras mejoras.

Sin embargo, debido a la situación actual, ha sido necesario modificar el alcance del proyecto y, así, las tareas que se realizarán serán:

1. Estudio del estado actual del arte relativo al diseño, fabricación y uso de CubeSats en la industria o en centros educativos especializados.
2. Estudio de los parámetros físicos involucrados en la simulación de un sistema de control de actitud basado en magnetopares.
3. Determinación de las ecuaciones necesarias para estudiar el sistema.
4. Realización de diversas simulaciones para verificar qué método de control se adecua más a las necesidades del sistema.
5. Estudio de futuras mejoras.



Requisitos

1. El sistema debe controlar la actitud del CubeSat satisfactoriamente.
2. El sistema de control de actitud mediante magnetopares forma parte de un conjunto de sistemas que deberán ser implementados en el mismo CubeSat, por lo tanto, se debe minimizar el espacio utilizado y la energía consumida.
3. El sistema debe incluir un controlador para guiar la actuación de los magnetopares durante su uso.
4. El modelo de control debe ser capaz de efectuar diversas maniobras de orientación para alcanzar la posición deseada mediante un giro unidireccional.



Índice general

| | |
|--|-------------|
| Resumen | I |
| Abstract | II |
| Declaración de Honor | IV |
| Objetivo | VI |
| Alcance | VIII |
| Requisitos | X |
| 1. Estado del arte | 3 |
| 1.1. CubeSats | 3 |
| 1.1.1. Antecedentes | 3 |
| 1.1.2. Especificaciones destacables | 3 |
| 1.1.3. Usos actuales | 5 |
| 1.2. Sistemas de control de actitud en CubeSats | 9 |
| 1.3. Magnetopares | 10 |
| 2. Diseño del magnetopar | 15 |
| 2.1. Sistema de referencia | 15 |
| 2.2. Principios físicos | 16 |
| 2.3. Proceso de diseño | 21 |
| 2.4. Posible proceso de implementación del sistema | 22 |
| 3. Simulaciones | 25 |
| 3.1. Diagramas de bloques | 26 |
| 3.2. Métodos de control del modelo | 27 |
| 3.3. Simulaciones realizadas | 28 |
| 3.3.1. Presentación de resultados | 28 |

ÍNDICE GENERAL

| | |
|---|-----------|
| 3.3.2. Análisis de resultados | 38 |
| 3.4. Posibles mejoras | 39 |
| 3.5. Funcionalidad 3 | 47 |
| 4. Continuación del proyecto | 51 |
| 5. Conclusiones | 55 |
| Bibliografía | 57 |
| A. Código de Matlab para iniciar la simulación | 59 |
| B. Función para determinar los valores de los parámetros del controlador PID | 63 |
| C. Método de control óptimo | 65 |
| D. Presupuesto | 71 |
| E. Autoinforme de calidad | 73 |

Lista de figuras

| | |
|--|----|
| 1.1. Dimensiones de un CubeSat | 4 |
| 2.1. Sistema de referencia | 15 |
| 2.2. Sistema de referencia en el plano | 15 |
| 2.3. Componentes del vector momento dipolar magnético producido por los magnetopares en función del ángulo | 19 |
| 2.4. Posible presentación de los magnetopares en la placa (control unidimensional) | 22 |
| 2.5. Posible implementación del tercer magnetopar | 23 |
| 2.6. Banco de ensayos diseñado por Antoni Bonilla | 23 |
| 3.1. Diagrama de bloques | 26 |
| 3.2. Variación del ángulo entre el eje X' y el ángulo de referencia | 29 |
| 3.3. Variación del error entre X' y la posición de referencia | 29 |
| 3.4. Intensidad de corriente a través del magnetopar X | 30 |
| 3.5. Intensidad de corriente a través del magnetopar Y | 30 |
| 3.6. Variación del ángulo entre el eje X' y el ángulo de referencia | 31 |
| 3.7. Variación del error entre X' y la posición de referencia | 31 |
| 3.8. Intensidad de corriente a través del magnetopar X | 32 |
| 3.9. Intensidad de corriente a través del magnetopar Y | 32 |
| 3.10. Variación del ángulo entre el eje X' y el ángulo de referencia | 33 |
| 3.11. Variación del error entre X' y la posición de referencia | 33 |
| 3.12. Intensidad de corriente a través del magnetopar X | 34 |
| 3.13. Intensidad de corriente a través del magnetopar Y | 34 |
| 3.14. Variación del ángulo entre el eje X' y el ángulo de referencia | 35 |
| 3.15. Variación del error entre X' y la posición de referencia | 35 |
| 3.16. Intensidad de corriente a través del magnetopar X | 36 |
| 3.17. Intensidad de corriente a través del magnetopar Y | 36 |
| 3.18. Variación del ángulo entre el eje X' y el ángulo de referencia | 37 |

LISTA DE FIGURAS

| | |
|---|----|
| 3.19. Variación del error entre X' y la posición de referencia | 37 |
| 3.20. Intensidad de corriente a través del magnetopar X | 38 |
| 3.21. Intensidad de corriente a través del magnetopar Y | 38 |
| 3.22. Diagrama de bloques | 40 |
| 3.23. Variación del ángulo entre el eje X' y el ángulo de referencia | 42 |
| 3.24. Variación del error entre X' y la posición de referencia | 42 |
| 3.25. Intensidad de corriente a través del magnetopar X | 43 |
| 3.26. Intensidad de corriente a través del magnetopar Y | 43 |
| 3.27. Momento dipolar magnético aplicado por los magnetopares | 44 |
| 3.28. Variación del ángulo entre el eje X' y el ángulo de referencia | 44 |
| 3.29. Variación del error entre X' y la posición de referencia | 45 |
| 3.30. Intensidad de corriente a través del magnetopar X | 45 |
| 3.31. Intensidad de corriente a través del magnetopar Y | 46 |
| 3.32. Momento dipolar magnético aplicado por los magnetopares | 46 |
| 3.33. Variación de la velocidad angular del CubeSat en el eje Z | 48 |
| 3.34. Variación del error entre la velocidad angular del CubeSat y $\omega = 0$ | 48 |
| 3.35. Intensidad de corriente a través del magnetopar X | 49 |
| 3.36. Intensidad de corriente a través del magnetopar Y | 49 |
| C.1. Etapas en las que se divide la maniobra | 65 |

Lísta de tablas

| | |
|---|----|
| 1.1. Características NCTR-M002 | 11 |
| 1.2. Características NCTR-M012 | 11 |
| 1.3. Características NMTR-X | 11 |
| 1.4. Características GST-600 | 12 |
| 1.5. Características principales de la <i>ISIS MagneTorQuer board</i> | 12 |
| 2.1. Proceso de diseño de un sistema de determinación y control de la actitud . . . | 21 |
| D.1. Presupuesto | 71 |
| E.1. Autoinforme de Calidad | 73 |



LÍSTA DE TABLAS

Capítulo 1

Estado del arte

1.1. CubeSats

1.1.1. Antecedentes

Un CubeSat es una simple designación para referirse a un específico tipo de satélites pequeños. Dichos pequeños satélites comúnmente pueden llegar a pesar cerca de 300 kg, sin embargo, las especificaciones de un CubeSat permiten reducir significativamente sus dimensiones y, por lo tanto, su precio. Cabe señalar que los CubeSats no pueden compararse en términos de rendimiento, comportamiento o uso con cualquier otro tipo de satélite, ya que los objetivos suelen ser distintos.

Las especificaciones de diseño de los CubeSats, CDS por sus siglas en inglés, recogen los requisitos necesarios para poder designar un artefacto como CubeSat. No son los requisitos oficiales necesarios para lanzar un artefacto al espacio, fruto de los diferentes convenios internacionales, sino que simplemente acuerdan unos parámetros para poder reconocer internacionalmente un CubeSat.

El Programa CubeSat y, consecuentemente, las CDS, fueron una iniciativa de la Universidad Politécnica Estatal de California (Cal Poly) y el Laboratorio de Desarrollo de Sistemas Espaciales de la Universidad de Stanford (SSDL) en 1999. El objetivo era crear una serie de estándares para permitir un significativo aumento del diseño y producción de pequeños satélites reduciendo al máximo el coste final. Actualmente, más de 100 universidades, centros educativos y empresas privadas a nivel global colaboran en el proyecto para promover la transferencia de conocimiento y la innovación.

1.1.2. Especificaciones destacables

A continuación, se enumeran algunos requisitos y especificaciones que deben cumplir los CubeSats para ser lanzados y que pueden ser relevantes para este proyecto. La lista se encuentra completa en [1].

1. Requisitos Generales

- a) Todas las partes deben quedar ancladas al CubeSat durante el lanzamiento, la eyección y la operación. No se crearán escombros espaciales adicionales.

1.1. CUBESATS

- b) Cualquier sistema de propulsión deberá ser diseñado, integrado y probado conforme a AFSPCMAN 91-710 Volumen 3 [2].
- c) La energía química total almacenada no podrá exceder los 100 Wh.
 - 1) Se pueden permitir mayores capacidades, pero esto puede potencialmente limitar las oportunidades de lanzamiento.
- d) Nota: Algunos vehículos de lanzamiento disponen de requisitos de fuerza de campo magnético. Adicionalmente, imanes potentes pueden interferir en la separación entre CubeSats en el mismo P-POD (Poly Picosatellite Orbital Deployer)¹. Como guía general, se recomienda limitar el campo magnético fuera de la cubierta estática del CubeSat a 0.5 Gauss por encima del campo magnético terrestre.

2. Requisitos mecánicos

- a) Los CubeSats son pico-satélites cúbicos con las dimensiones descritas en la Figura 1.1.

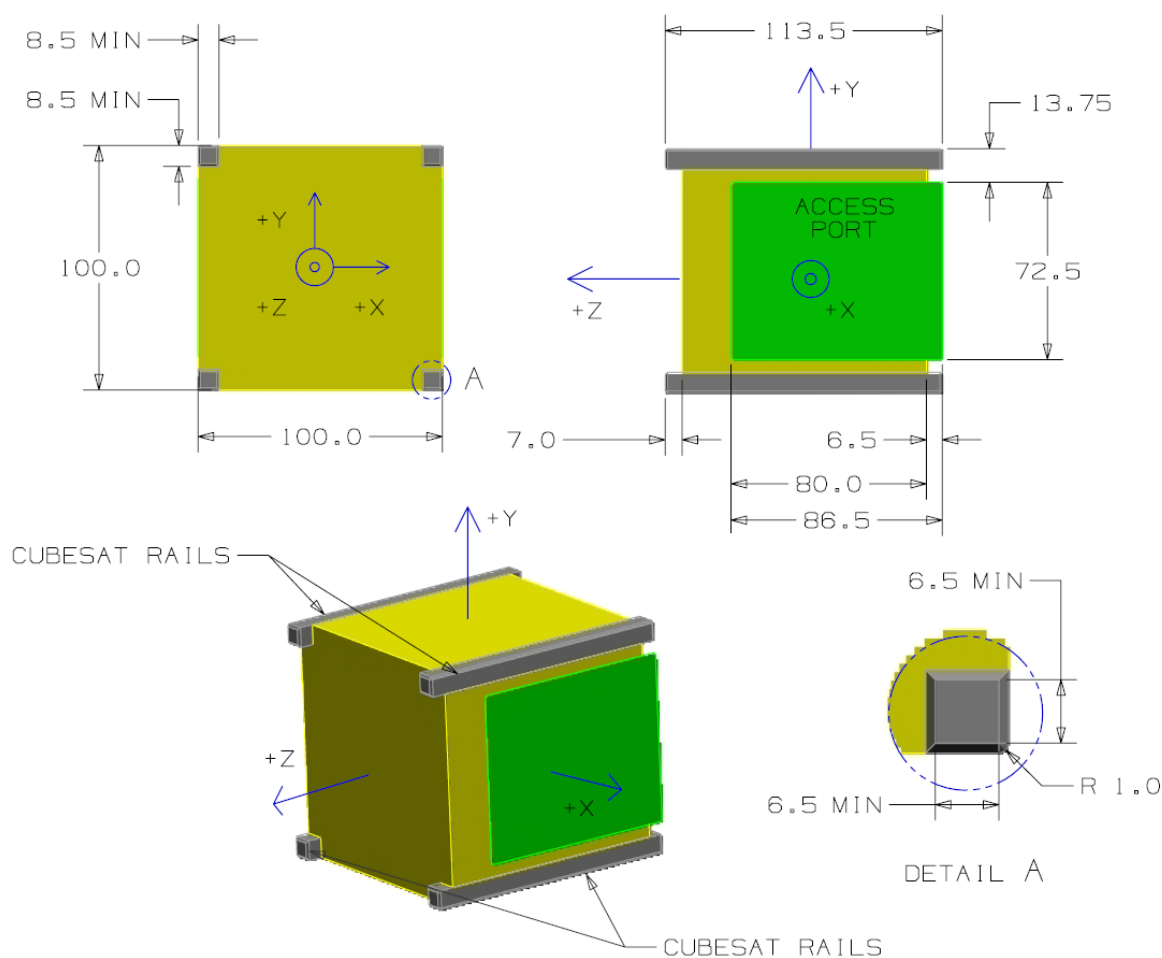


Figura 1.1: Dimensiones de un CubeSat

- b) El CubeSat debe usar el sistema de coordenadas definido en la Figura 1.1. El sistema de coordenadas del CubeSat debe coincidir con el sistema de coordenadas

¹Plataforma capaz de contener tres CubeSats y permite lanzarlos juntos. Una vez alcanzan la posición de despliegue, los CubeSats se pueden separar y funcionar independientemente.

1.1. CUBESATS

del P-POD mientras esté integrado en el mismo. El origen de coordenadas del CubeSat se sitúa en el centro geométrico del CubeSat

- c) La cara Z del CubeSat se insertará primero en el P-POD
- d) La masa máxima de un CubeSat de una unidad (1U) será de 1.33 kg.
 - 1) Nota: Masas mayores pueden ser evaluadas de una misión a otra.
- e) El centro de gravedad del CubeSat debe estar situado a menos de 2 cm de su centro geométrico en las direcciones X e Y.
 - 1) El centro de gravedad de un 1U CubeSat debe estar situado a menos de 2 cm de su centro geométrico en la dirección Z.

3. Requisitos eléctricos

- a) El sistema de potencia del CubeSat debe estar apagado para prevenir que se active ninguna funcionalidad mientras se integra en el P-POD desde el momento de entrega hasta el despliegue del vehículo de lanzamiento en órbita. La funcionalidad de potencia del CubeSat incluye variedad de subsistemas como el Control y tratamiento de Datos (C & DH, por sus siglas en inglés), las comunicaciones por radiofrecuencia, la determinación y control de actitud o la actuación de mecanismos de despliegue. Los sistemas de potencia del CubeSat incluyen todo el montaje de baterías, células solares y pilas de botón.
- b) En el estado de actuación, el interruptor de despliegue del CubeSat debe desconectar eléctricamente el sistema de potencia de las funciones de potencia; esto incluye los relojes de tiempo real (RTC, por sus siglas en inglés).
- c) El CubeSat debe incorporar protecciones del circuito de baterías para carga y descarga para prevenir condiciones de células desequilibradas.

1.1.3. Usos actuales

A continuación se detallan algunas de las misiones llevadas a cabo bajo el proyecto CubeSat en los últimos años [3]. Entre las organizaciones colaboradoras de estas misiones destacan *Innovative Solutions in Space (ISIS)*, *NanoRacks* o *Spaceflight Industries, Inc.*

Eurokot Launch 2003

Esta misión fue lanzada el 30 de junio de 2003 desde el cosmódromo de Plesetsk, Mirny (Rusia) utilizando la lanzadera *Rokot*. Dicha lanzadera tenía una capacidad de lanzar hasta 1950 kg y el objetivo era alcanzar una órbita terrestre de 200 km con 63° de inclinación.

En la lanzadera fueron llevados a órbita un total de 8 satélites, 6 de los cuales fueron CubeSats, para diferentes agencias y centros tecnológicos. Uno de los satélites² fue llevado a una órbita elíptica de 320 x 820 km, mientras que el resto se llevaron a una órbita heliosíncrona. Los CubeSats utilizados fueron los siguientes:

- CanX-1: de la *University of Toronto* (Canadá). Su nombre proviene de *Canadian Advanced Nanospace experiment* para implicar a recién graduados en el desarrollo de un proyecto espacial.

²MIMOSA, de 66 kg, propiedad del Instituto Astronómico Checo

1.1. CUBESATS

- AAU CubeSat: de la *Aalborg Universitet* (Dinamarca). Su objetivo también era implicar al alumnado especializado en proyectos espaciales. No obstante, en este caso, el CubeSat sólo estuvo operativo durante dos meses y medio debido a la presencia de diversos problemas relacionados con las baterías.
- DTUsat: de la *Danmarks Tekniske Universitet* (Dinamarca). El objetivo de este proyecto era, además de implicar a estudiantes y recién graduados en un proyecto de investigación espacial de primer nivel, estudiar el fenómeno de la migración de pequeñas aves.
- QuakeSat: de la compañía *QuakeFinder*, dedicada a desarrollar sistemas de predicción de terremotos. El objetivo de esta misión fue detectar señales magnéticas de extremadamente baja frecuencia que pueden ser utilizadas para predecir terremotos.
- CubeSat XI: de la *University of Tokyo* (Japón). Los objetivos de este proyecto fueron diversos, ya que se utilizó para realizar diferentes experimentos de recogida de datos, estimación del movimiento de la actitud, adquisición de imágenes de la Tierra... También fue un proyecto realizado, parcialmente, por estudiantes.
- CUTE-1: del *Tokyo Institute of Technology* (Japón). Este proyecto también fue liderado por estudiantes y sus objetivos eran establecer un diseño de componentes de *bus* para reducir el coste del desarrollo utilizando componentes comercializados al por mayor.

Kosmos 3M SSETI Express Launch 2005

Esta misión fue lanzada el 27 de octubre de 2005 promovida por la SSETI (*Student Space Exploration and Technology Initiative*) con la intención de unir los esfuerzos de diversos grupos universitarios para conseguir el primer lanzamiento de pequeños satélites liderado completamente por estudiantes europeos. No obstante, en el programa SSETI también tenían cabida satélites diseñados por grupos extraeuropeos.

El lanzamiento se realizó desde el Cosmódromo de Plesetsk utilizando la lanzadera Kosmos-3M que llevó los satélites a una órbita circular a 686 km de altitud y con una inclinación de 98°. Los CubeSats lanzados fueron:

- CubeSat XI-V: de la *University of Tokyo* (Japón). El objetivo de esta misión era el mismo que el de misiones anteriores realizadas con otras versiones del mismo CubeSat. En cada versión, la operatividad fue mejorada.
- nCube-2: de diversas universidades noruegas. Su principal objetivo era estimular el interés por la ciencia de estudiantes e instituciones educativas. Además, se buscaba establecer comunicación con estaciones terrestres de radioaficionados. Sin embargo, la misión no tuvo éxito ya que, debido a diferentes problemas durante el despegue, el satélite no fue operativo.
- UWE-1: de la *Julius-Maximilians-Universität Würzburg* (Alemania). El principal objetivo de esta misión era realizar experimentos de telecomunicaciones, tales como la transmisión de datos en Internet bajo condiciones espaciales. También llevaba células solares altamente eficaces para probar su durabilidad y funcionalidad.

1.1. CUBESATS

DNEPR EgyptSat Launch 2006

En esta ocasión el lanzamiento se realizó el 26 de julio de 2006 y se utilizó la lanzadera rusa *Dnepr*, un antiguo misil ICBM de la Guerra Fría reconvertido. El objetivo fue establecer los CubeSats en una órbita circular heliosíncrona de 500 a 600 kilómetros de altura con una inclinación de 97.43°.

Se efectuó el lanzamiento desde el cosmódromo ruso número 109, en Baikonur. En esta ocasión se lanzaron un total de 14 CubeSats. Ninguno de ellos tuvo éxito, pero es importante también destacar las misiones fallidas. Los CubeSats lanzados fueron:

- AeroCube-1: de la corporación estadounidense sin ánimo de lucro *The Aerospace Corporation*. Su objetivo era realizar diversos experimentos de captación de imágenes.
- CP-1: del laboratorio de investigación liderado por estudiantes *Cal Poly Picosatellite Project* (PlySat). Su objetivo era probar un gran número de sensores y controladores de actitud.
- CP-2: del laboratorio de investigación liderado por estudiantes *Cal Poly Picosatellite Project* (PlySat). Su objetivo era realizar un experimento de disipación de energía.
- ICE CUBE-1 y ICE CUBE-2: de la unión de estudiantes de la *Cornell University*, la *Stanford University* y la *California Polytechnic State University*. Su objetivo era servir de referencia para futuros estudiantes para diseñar, construir y lanzar CubeSats. Estas misiones se idearon para realizar experimentos de centelleo de GPS, fenómeno que ocurre cuando las señales GPS atraviesan la ionosfera.
- ION: de la *University of Illinois Urbana-Champaign*. Su objetivo era realizar diferentes medidas científicas. Para ello, estaba equipado de un fotómetro, un micro-propulsor y una cámara.
- HAUSAT-1: de la *Korea Aerospace University*, anteriormente llamada *Hankuk Aviation University* en Corea del Sur. Sus objetivos eran diversos e iban desde probar un mecanismo de despliegue del panel solar a comprobar el funcionamiento de un sensor solar casero.
- KUTESat: de diversas universidades del estado de Kansas (Estados Unidos). Formó parte de un programa de tres misiones cada una de ellas con su propio objetivo y programa de pruebas. El objeto de ésta en concreto era medir la radiación en una órbita baja.
- MEROPE: de la *Montana State University*, su objetivo principal era medir los niveles de radiación en los cinturones de *Van Allen*, ya que su interferencia en cualquier satélite que orbite a través de ellos puede provocar ruido de fondo en las mediciones, errores en los circuitos digitales e incluso sobrecargas electrostáticas en los aislantes. Más de 75 estudiantes participaron en el proyecto.
- nCube-1: de la asociación de la *Norges teknisk-naturvitenskapelige universitet* y la *Norges arktiske universitet*, todas en Noruega. Su objetivo principal era potenciar la participación de estudiantes en proyectos reales relacionados con la industria espacial. Sin embargo, se propusieron probar un sistema de rastreo de buques (creado para su uso en la Tierra) en el espacio.

1.1. CUBESATS

- RINCON: de la *University of Arizona* (Estados Unidos), su objetivo principal era probar una baliza de baja potencia capaz de proporcionar un medio redundante para la transmisión de datos de forma analógica.
- SACRED: de la cooperación de la *University of Arizona* (Estados Unidos), la *Université de Montpellier* (Francia) y de la empresa francesa *Alcatel Space Systems* (ahora llamada *Thales Alenia Space*). Su objetivo principal era probar la resistencia de diversos circuitos integrados a la radiación de alta energía presente en el espacio.
- SEEDS: de la *Nihon University* (Japón), tenía como objetivo la comunicación con estaciones de telecomunicaciones de aficionados aunque contaba con múltiples misiones secundarias.
- Voyager: de la *University of Hawaii* (Estados Unidos), buscaba probar el funcionamiento de una antena para mejorar las comunicaciones a muy alta frecuencia e incorporaba sensores térmicos y diversos sistemas estabilizadores de la actitud.

Como se ha comentado anteriormente, ninguna de estas misiones tuvo éxito debido a un fallo en el vehículo de lanzamiento. El comité investigador del lanzamiento llegó a la conclusión que el error se debió a un defecto en la unidad de bombeo hidráulico de una de las cámaras de combustión. El cohete estalló 86 segundos después de ser lanzado contaminando la zona del impacto con el combustible, por lo que el gobierno ruso tuvo que compensar económicamente a los habitantes de aquella zona. Nadie resultó herido.

ELaNa-7 Super Strypi Launch 2015

ELaNa proviene de *Educational Launch of Nanosatellites* y fue una iniciativa de la NASA para motivar a estudiantes por la ciencia, la tecnología, la ingeniería y las matemáticas. Esta misión fue lanzada el 3 de noviembre de 2015 desde la base de misiles del Pacífico, en Hawaii (Estados Unidos). Se propusieron lanzar un total de 12 CubeSats pertenecientes a diversos proyectos.

Para realizar el lanzamiento se utilizó el *Spaceborne Payload Assist Rocket - Kauai*, también llamado *Super Strypi*, vehículo desarrollado por la *University of Hawaii*. El objetivo principal de este lanzamiento era el de llevar a órbita el satélite *HiakaSat*. Sin embargo, el vehículo falló poco después del despegue.

Algunos de los CubeSats que se quisieron lanzar en aquella misión fueron los pertenecientes al programa *Edison Demonstration of Smallsat Networks* (EDSN), cuyo objetivo era probar el funcionamiento de una constelación de 8 CubeSats idénticos orbitando a 500 kilómetros de altitud. El programa pertenecía al centro de investigación de la NASA *NASA Ames*.

Delta II ICESat-2 / ELaNa 18

El 15 de septiembre de 2018 se realizó otro lanzamiento bajo la iniciativa ELaNa, con la misión principal de poner en órbita el satélite de la NASA *ICESat-2*. Para este lanzamiento se utilizó el vehículo *Delta II* que logró, con esta misión, realizar un total de 100 misiones exitosas seguidas desde su último fallo en 1997. El lanzamiento se realizó desde la base norteamericana Vandenberg, en California. Los CubeSats utilizados en esta misión fueron los siguientes:

1.2. SISTEMAS DE CONTROL DE ACTITUD EN CUBESATS

- ELFIN-A y ELFIN-B: de la *University of California, Los Angeles*. Ambos son CubeSats de 3 unidades con el objetivo de explorar la precipitación de electrones en los cinturones de radiación.
- DAVE: de la colaboración entre la *California Polytechnic State University* y la empresa norteamericana *Northrop Grumman Corporation*. Se trata de un CubeSat de 1 unidad con el objetivo de estudiar las vibraciones de vigas metálicas amortiguadas con partículas de tungsteno en microgravedad.
- SurfSat: de la *University of Central Florida*, se trata de un CubeSat de 2 unidades con la misión de medir la carga y la descarga electrostática superficial inducida por el plasma. Estos resultados se podrán utilizar para mejorar las protecciones frente al plasma de futuros vehículos espaciales.

1.2. Sistemas de control de actitud en CubeSats

Actualmente se utilizan diversos métodos para controlar la actitud de un CubeSat, aunque todos ellos se pueden clasificar en dos grandes bloques de control.

- Pasivo: Aprovechan efectos físicos para su actuación por lo que no necesitan ningún procesamiento de información para funcionar.
- Activo: Necesitan procesar información constante sobre la situación del CubeSat para corregirla, ya que funcionan en base al error de actitud que se tiene en cada instante.

Algunos de los sistemas de control pasivo de la actitud se pueden convertir en sistemas activos en el momento en el que requieran de un trabajo continuado del *hardware* del sistema.

En primer lugar, la estabilización del CubeSat se puede realizar mediante rotación. Se basa en la idea de mantener el vehículo en rotación haciendo que el vector del momento cinético se mantenga en una dirección fija respecto a un sistema de referencia inercial. Así, la estabilidad giroscópica otorgada por la rotación ayuda a resistir momentos perturbadores externos. Este se trata de un método de control de actitud económico, simple y duradero aunque, a su vez, requieren de una perfecta simetría axial del vehículo para mantener una rotación estabilizadora y necesita gastar gran cantidad de energía cada vez que se quiere realizar una maniobra para modificar la actitud. No es un sistema muy utilizado para controlar la actitud de un CubeSat, sin embargo, algunos nanosatélites como el DICE del *Space Dynamics Laboratory*, utilizan este método para desplegar y mantener desplegados algunos subsistemas [4].

Por otro lado, también se puede basar el control de actitud de un CubeSat en la rotación doble. Este método es similar al anterior, la única diferencia está en que en este segundo método, parte del satélite rota aportando estabilidad giroscópica, mientras que el resto se mantiene estático para mantener un eje fijo. Sin embargo, ese sistema es significativamente más complejo que el anterior, por lo que suele ser más caro y menos fiable. Este método es utilizado por el CubeSat de 2 unidades MicroMAS, del *Massachusetts Institute of Technology*

1.3. MAGNETOPARES

- *Space Systems Laboratory*, debido a que les interesa mantener una de las dos unidades estáticas para llevar a cabo su misión con mayor exactitud.

Un control de actitud pasivo también se puede llevar a cabo mediante gradiente gravitatorio, un momento que actúa sobre todos los cuerpos no esféricos y tiende a alinearlos con el campo gravitatorio más influyente. No es un método realmente fiable, ya que, además de ser muy lento, está sujeto a las oscilaciones del propio campo gravitatorio al que se esté expuesto. Se utiliza comúnmente como método secundario debido a su simplicidad.

Uno de los métodos pasivos de control de actitud más utilizados es el realizado mediante volantes de inercia. Este método también se basa en el concepto de estabilidad giroscópica pero, en este caso, es el volante de inercia el que gira a gran velocidad y no el vehículo en sí. También se puede utilizar este método para controlar activamente la actitud del CubeSat colocando volantes de inercia orientados en los tres ejes. Sin embargo, esto disminuye considerablemente la maniobrabilidad del vehículo. Este método permite un control suave con pocas perturbaciones derivadas del funcionamiento del mismo sistema de control de actitud. Un ejemplo de CubeSat que utiliza este método para controlar su actitud fue el *ITASAT 1* del *Instituto Tecnológico de Aeronáutica* en Brasil, que fue lanzado en diciembre de 2018.

Finalmente, otro método pasivo de control de actitud muy utilizado es el realizado con magnetopares. Estos se diseñan para generar momentos dipolares magnéticos controlables. No necesita combustible, cosa que reduce el peso del vehículo y, además, abarata el proyecto. Como se explicará más adelante en este proyecto, el principio de acción del magnetopar consiste en aplicar una corriente eléctrica a una bobina generando, así, un momento dipolar magnético que, en presencia de un campo magnético externo, genera un par capaz de hacer rotar al vehículo. Sin embargo, debido al decrecimiento exponencial de la magnitud del campo magnético terrestre conforme aumenta la distancia al centro del planeta, el par producido por un magnetopar no es excesivamente elevado. No obstante, es más que suficiente para amortiguar las oscilaciones derivadas de un control de actitud basado en gradientes gravitacionales o para amortiguar el efecto de las ruedas de inercia cuando se quiere modificar su funcionamiento. Cuanto mayor sea la inclinación de la órbita por la que viaje el CubeSat, mayor será el campo magnético externo y, por lo tanto, mayor será el par que pueda generar el magnetopar.

De entre los sistemas de control activo de la actitud, los más utilizados son los de control a reacción. Se basan en el uso de propulsores distribuidos por el vehículo que generan pares de fuerzas que permiten modificar la actitud del vehículo. Estos métodos, entre los que destacan los de propulsión química y eléctrica, son sistemas fiables y precisos pero muy pesados y caros, ya que también dependen de la carga del combustible necesario. No son métodos muy utilizados en los CubeSats, ya que dificultan la inclusión de la carga útil objeto de la misión del CubeSat.

1.3. Magnetopares

Existen numerosos magnetopares en el mercado, así como todos los componentes necesarios para crear un magnetopar. En esta sección se analizarán algunos de los magnetopares que se pueden encontrar actualmente en el mercado.

1.3. MAGNETOPARES

En *CubeSatShop* [5] se pueden obtener diversos modelos de magnetopares, aquí se presentan tres de ellos con sus principales características.

■ *NCTR-M002 Magnetorquer Rod*:

| Propiedad | Medida |
|-----------------------------------|---------------------|
| Masa | <30 g |
| Rango de temperaturas operacional | -20 a 60°C |
| Dimensiones (longitud x diámetro) | 70 mm x 10 mm |
| Tensión de alimentación | 5 V |
| Momento dipolar suministrado | 0.2 Am ² |
| Consumo de potencia | 200 mW |
| Precio | 1,200 \$ |

Tabla 1.1: Características NCTR-M002

■ *NCTR-M012 Magnetorquer Rod*:

| Propiedad | Medida |
|-----------------------------------|----------------------|
| Masa | <50 g |
| Rango de temperaturas operacional | -20 a 60°C |
| Dimensiones (longitud x diámetro) | 94 mm x 13 mm |
| Tensión de alimentación | 5 V |
| Momento dipolar suministrado | 1.19 Am ² |
| Consumo de potencia | <800 mW |
| Precio | 2,000 \$ |

Tabla 1.2: Características NCTR-M012

■ *NMTR-X Magnetorquer Rod* (personalizable):

| Propiedad | Medida |
|-----------------------------------|----------------------------|
| Masa | 30 g/cm de longitud |
| Rango de temperaturas operacional | -25 a 70°C |
| Dimensiones (longitud x diámetro) | de 8 a 60 cm |
| Tensión de alimentación | de 5 a 28 V |
| Momento dipolar suministrado | de 1 a 100 Am ² |
| Consumo de potencia | 1 W |
| Precio | Personalizable |

Tabla 1.3: Características NMTR-X

El grupo empresarial danés GomSpace tiene en el mercado el modelo *NanoTorque GST-600*.

1.3. MAGNETOPARES

Se trata de un conjunto compacto compuesto por tres magnetopares capaces de controlar la actitud del CubeSat en los tres ejes. Tiene las siguientes características:

| Propiedad | Medida |
|---|--|
| Masa | 156 g |
| Rango de temperaturas operacional | -40 a 85°C |
| Dimensiones (longitud x anchura x altura) | 9.05 cm x 9.69 cm x 1.72 cm |
| Tensión de alimentación | de -0.3 a 4 V |
| Momento dipolar suministrado | 0.31 (ejes XY), 0.34 (eje z) Am ² |

Tabla 1.4: Características GST-600

Sin embargo, el magnetopar que ha sido utilizado como referencia en este proyecto es el modelo *ISIS MagneTorQuer board* (iMTQ), de la compañía holandesa *Innovative Solutions In Space* (ISIS). Se trata de una placa PCB que contiene un sistema de control de actitud en los tres ejes mediante magnetopares. Fue diseñada para proporcionar la mayor flexibilidad para colocar los actuadores y el magnetómetro en un CubeSat. A continuación se detallan las características más importantes del sistema [6]:

| Propiedad | Medida |
|---|---|
| Masa | ~196 gramos |
| Rango de temperaturas operacional | -40 a 70°C |
| Dimensiones (longitud x anchura x altura) | 95.9 mm x 90.1 mm x 17 mm |
| Tensión de alimentación | 5 V |
| Momento dipolar suministrado (nominal) | 0.2 Am ² (a 20°C, 5V) |
| Consumo de potencia (a 20°C) | OFF: 175 mW ON (3 ejes, máxima potencia): <1.2 W |
| Precio | 8,000 € |

Tabla 1.5: Características principales de la *ISIS MagneTorQuer board*

No obstante, la configuración propuesta en este proyecto no es exactamente la misma que la utilizada en el diseño de ISIS, ya que este utiliza únicamente dos magnetopares dispuestos en forma de T, pero el sistema presentado en este proyecto y del cual se hablará en profundidad más adelante, utiliza dos magnetopares para controlar cada eje. Además, el momento dipolar magnético máximo utilizado en las simulaciones que forman este proyecto no se corresponde con el que tendría la *ISIS MagneTorQuer board* a pleno rendimiento. El sistema de ISIS dispondría de, aproximadamente, 0.2Am² de momento dipolar magnético máximo³, aunque si se utilizasen dos magnetopares para cada eje en lugar de uno, el par máximo podría ascender hasta los 0.4Am². Sin embargo, en las simulaciones presentadas en el capítulo 3, se supone un par máximo de únicamente 0.2Am². Esto se debe a la necesidad de construir, en el laboratorio, el solenoide que formará cada magnetopar y esto puede derivar en una significativa disminución de la capacidad de actuación del sistema, ya que en el laboratorio es imposible recrear el proceso de fabricación de las bobinas utilizadas en la *ISIS MagneTorQuer board*. Por este motivo se ha supuesto un par máximo de actuación igual al par máximo

³Suponiendo que el par magnético máximo del sistema es igual al par máximo que pueden proporcionar los magnetopares correspondientes a cada eje de actuación

1.3. MAGNETOPARES

proporcionado por la placa de ISIS aunque el sistema presentado en este proyecto contenga el doble de actuadores.



1.3. MAGNETOPARES

Capítulo 2

Diseño del magnetopar

2.1. Sistema de referencia

El sistema de referencia utilizado para modelizar el comportamiento del CubeSat y que, además, puede ser utilizado en la construcción del sistema se puede observar en las figuras 2.1 y 2.2.

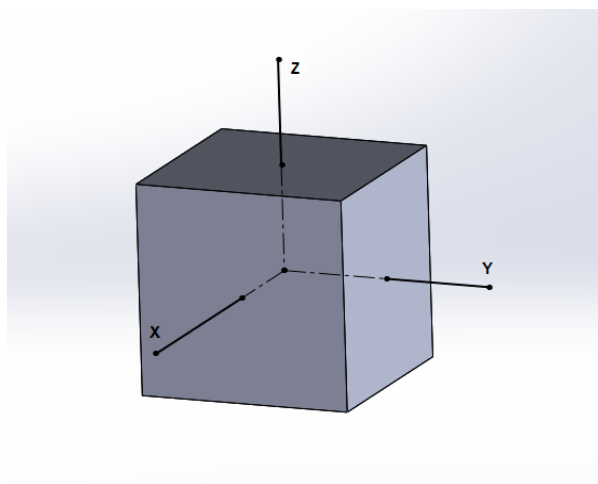


Figura 2.1: Sistema de referencia

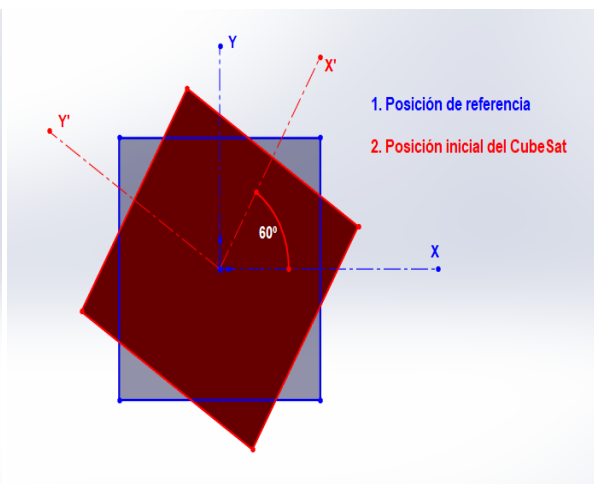


Figura 2.2: Sistema de referencia en el plano

Cabe señalar que, en la Figura 2.1, el eje vertical Z se considera que está dirigido hacia el centro de la Tierra, como se plantea en los ejes de referencia utilizados típicamente para trabajar con objetos diseñados para orbitar la Tierra. Además, el eje X debería estar alineado con el vector velocidad lineal del satélite; no obstante, para facilitar el modelo, en este proyecto se supondrá que la velocidad lineal del satélite es en todo momento tangente al campo magnético externo que incide sobre el satélite.

Estos sistemas de referencia han sido elegidos porque facilitan el análisis físico del sistema. No obstante, este sistema es meramente teórico, ya que en una situación de operatividad real del CubeSat, si se llegase a necesitar un sistema de referencia para corregir, por ejemplo, la actitud, éste no sería válido. Para esta situación sería necesario un sistema de referencia ajustado a algún parámetro conocido del entorno del CubeSat. Un posible método de deter-

2.2. PRINCIPIOS FÍSICOS

minación del sistema de referencia es el uso de *Star trackers* para determinar la orientación del satélite y basar en ésta sus cambios de actitud.

2.2. Principios físicos

A continuación se detallarán los principios físicos necesarios para llevar a cabo el diseño de los magnetopares. Cabe señalar que dicha base física está pensada para llevar a cabo diversas simulaciones que serán explicadas más adelante.

En primer lugar, es necesario conocer el par o momento de la fuerza que hará que el CubeSat gire en torno a un eje. Éste puede ser calculado de la siguiente manera:

$$\vec{\tau} = \vec{r} \times \vec{F} \quad (2.1)$$

Dónde la $\vec{\tau}$ representa el par aplicado por la fuerza \vec{F} y \vec{r} representa el vector posicional (del origen de coordenadas al punto de aplicación de la fuerza).

La ecuación 2.1 también se puede expresar en términos del momento angular

$$\vec{\tau} = \frac{d\vec{L}}{dt} \quad (2.2)$$

Dicho momento angular es interpretado como el rotacional del momento lineal o cantidad de movimiento. A su vez, la cantidad de movimiento se define como el producto de la masa por la velocidad de la partícula en cuestión.

$$\vec{p} = m\vec{v} \quad (2.3)$$

Así, el momento angular se puede expresar como

$$\vec{L} = \vec{r} \times \vec{p} = \vec{r} \times m\vec{v} \quad (2.4)$$

Sin embargo, en este proyecto no se está tratando con partículas individuales, sino con sólidos rígidos. Para readaptar la ecuación 2.4, es necesario integrarla para todo el sólido y, para ello, es recomendable utilizar el concepto de inercia (J) en vez de trabajar con la distribuciones de masa.

$$J = \int r^2 dm \quad (2.5)$$

Además, es interesante utilizar la velocidad angular del sólido en vez de utilizar la velocidad lineal, ya que el objetivo es que el sólido rígido realice una rotación. La relación entre la velocidad angular y la velocidad lineal es simple:

$$v = \omega r \quad (2.6)$$

2.2. PRINCIPIOS FÍSICOS

Dónde v representa la velocidad lineal del objeto y ω representa la velocidad angular del objeto.

De esta manera se obtiene la expresión del momento angular aplicado a un sólido rígido.

$$L = \int r \cdot m \omega r dm = \int \omega \cdot r^2 dm = J \cdot \omega \quad (2.7)$$

Al unir las ecuaciones 2.2 y 2.7 se obtiene la ecuación de conservación del momento angular:

$$\tau = J \cdot \dot{\omega} \quad (2.8)$$

Es importante recordar que el principio de acción de un magnetopar se basa en la capacidad de crear un dipolo magnético al hacer circular una cierta intensidad de corriente por una bobina conductora. Se crea, así, un solenoide. Por definición, un solenoide es un aparato capaz de crear un campo magnético uniforme e intenso en su interior pero débil en su exterior.

El par magnético ($\vec{\tau}_m$) aplicado sobre un solenoide sometido a un campo magnético externo se puede expresar como el producto vectorial del momento dipolar creado por el solenoide (\vec{m}) y el campo magnético externo (\vec{B}).

$$\vec{\tau} = \vec{m} \times \vec{B} \quad (2.9)$$

En módulo, el par magnético se puede expresar como:

$$\tau_m = m \cdot B \cdot \sin \phi \quad (2.10)$$

dónde ϕ es el ángulo que forma el eje de acción de la fuerza magnética producida por el magnetopar y el ángulo de referencia, tal y como se detalla en la figura 2.2

Así, ya es posible encontrar una ecuación de movimiento del sistema. Para ello es necesario aplicar el teorema de conservación del momento angular, por el cual

$$\sum T = J \cdot \dot{\omega} \quad (2.11)$$

dónde T hace referencia al par aplicado sobre el sistema. Sin embargo, es importante destacar que el par aplicado sobre el sistema no será únicamente el par magnético expresado en la ecuación 2.10, sino que también se estará aplicando constantemente un par resistivo fruto de diversas posibles causas.

De esta última ecuación es posible deducir que al aplicar un par sobre un sólido rígido, se crea una aceleración angular sobre el mismo en la dirección del eje entorno al que el objeto rota. Así, se llega a la ecuación de movimiento del CubeSat

$$\tau_m - T_r = J \cdot \dot{\omega} \quad (2.12)$$

2.2. PRINCIPIOS FÍSICOS

dónde T_r representa el par resistivo que se opone al movimiento del CubeSat producido, entre otros factores, por la resistencia aerodinámica presente en órbitas bajas o la presión solar.

Para diseñar el magnetopar se ha decidido aplicar superficialmente el método de modulación vectorial. Éste método es comúnmente utilizado para el control de la modulación de ancho de pulso (PWM, por sus siglas en inglés). Su principal ventaja es la reducción de la distorsión armónica total (THD, por sus siglas en inglés). Para implementar la modulación, se establece un parámetro de referencia y se ajusta su comportamiento combinando los vectores relativos a las variables que interaccionan en el problema. Aplicando el método al objetivo de este proyecto, su funcionamiento resulta más esclarecedor, ya que es ampliamente simplificado.

Para aplicar el método anteriormente descrito a este proyecto, es necesario encontrar, en primer lugar, un parámetro de referencia en el cual basar la modulación. En este caso, el parámetro elegido es el par magnético generado por los magnetopares en presencia del campo magnético terrestre, ya que el interés reside en que dicho par sea máximo. Dado que el par magnético se expresa como el producto vectorial entre el momento dipolar magnético generado por los magnetopares y el campo magnético externo 2.9, el par será máximo cuando el ángulo formado entre la resultante de los pares generados por los magnetopares y la dirección del campo magnético externo sea 90° ($\frac{\pi}{2}$ rad). Así, el método consiste en mantener en todo momento la resultante de los pares generados en dirección perpendicular a la dirección del campo magnético externo. Esto se consigue modulando las corrientes que pasan por los solenoides y la duración de su aplicación.

Cómo es posible observar en la Figura 2.3, se deberá modular digitalmente la intensidad destinada a cada magnetopar o grupo de magnetopares para conseguir que, en todo momento, la resultantes del momento dipolar magnético del sistema sea perpendicular a la dirección del campo magnético externo (\vec{B}). Como cabe esperar, la respuesta necesaria para conseguir la perpendicularidad del momento dipolar y, por lo tanto, para maximizar el par producido varía en función del ángulo que forme el sistema con el campo magnético externo.

1. m_1 en el primer cuadrante: en la situación presentada en la Figura 2.3a, el eje X' ha rotado 30° en sentido antihorario (o 330° en sentido horario) respecto su posición original X . Para devolver el CubeSat a su posición original, será necesario aplicar un par que produzca una rotación en sentido horario, por este motivo, el momento dipolar magnético de referencia (m_{total}) deberá estar alineado con el eje Y .
2. m_1 en el segundo cuadrante: en la situación presentada en la Figura 2.3b, el eje X' ha rotado 120° en sentido antihorario (o 240° en sentido horario) respecto su posición original X . Para devolver el CubeSat a su posición original, será necesario realizar el mismo proceso ya explicado en el punto anterior. La única diferencia entre el punto 1 y el 2 está en que en éste último es necesario aplicar una intensidad negativa al magnetopar 2 para que el momento dipolar producido por este contribuya a la maximización del par.
3. m_1 en el tercer cuadrante: en la situación presentada en la Figura 2.3c, el eje X' ha

2.2. PRINCIPIOS FÍSICOS

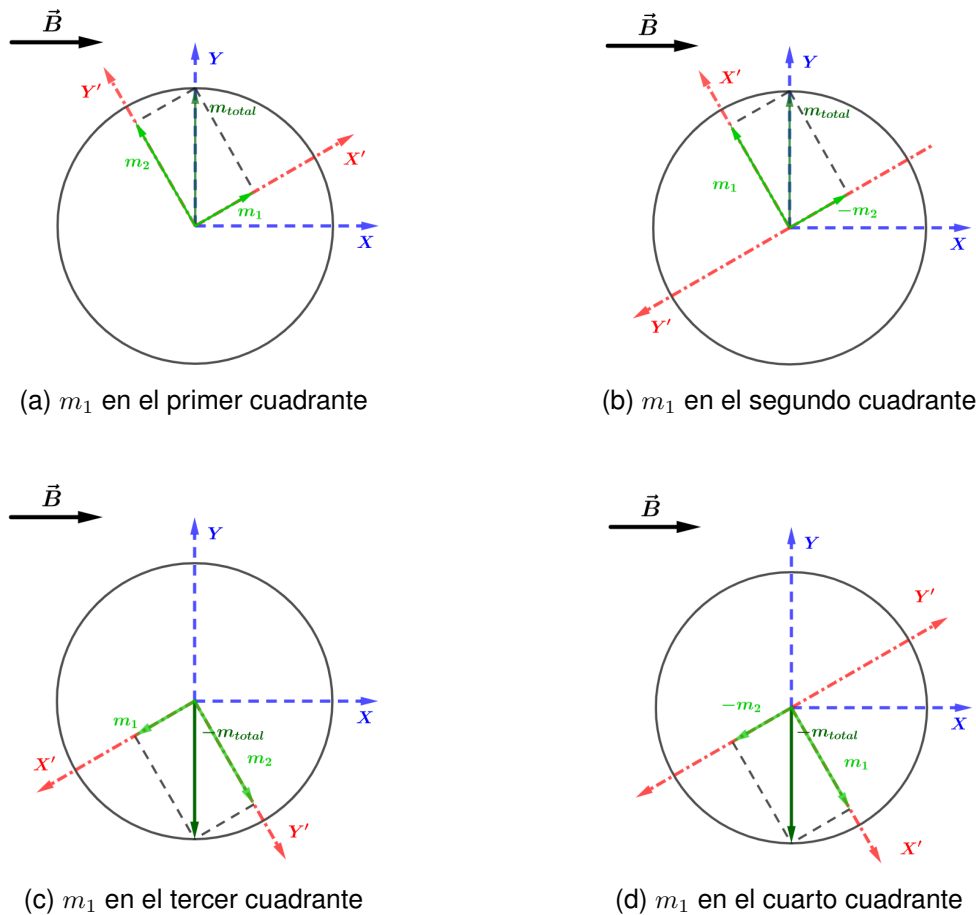


Figura 2.3: Componentes del vector momento dipolar magnético producido por los magnetopares en función del ángulo

rotado 210° en sentido antihorario (o 150° en sentido horario) respecto su posición original X. Para devolver el CubeSat a su posición original, será necesario aplicar un par que produzca una rotación en sentido antihorario, por este motivo, el momento dipolar magnético de referencia deberá estar alineado con el sentido negativo del eje Y.

4. m_1 en el cuarto cuadrante: en la situación presentada en la Figura 2.3d, el eje X' ha rotado 300° en sentido antihorario (o 60° en sentido horario) respecto su posición original X. Para devolver el CubeSat a su posición original, será necesario realizar el mismo proceso ya explicado en el punto anterior. La única diferencia entre el punto 3 y el 4 está en que en éste último, como en el punto 2, es necesario aplicar una intensidad negativa al magnetopar 2 para que el momento dipolar producido por este contribuya a la maximización del par.

La resolución planteada es la más eficiente ya que se escoge la rotación más corta para llegar a la posición de referencia.

Como bien es sabido, el principio de acción de un magnetopar se basa en que el par es producido por inducción magnética. De esta manera, se puede relacionar la intensidad de

2.2. PRINCIPIOS FÍSICOS

corriente que se hace circular por las bobinas con el movimiento del CubeSat, ya que esta relación es la que realmente interesa debido a que la intensidad de corriente es la única variable que puede ser modificada por el controlador.

Así, combinando las ecuaciones 2.10 y 2.12, se obtiene

$$m \cdot B \cdot \sin \phi - T_r = J \cdot \dot{\omega} \quad (2.13)$$

En este punto es importante explicar que el momento dipolar magnético creado por un solenoide de n espiras y sección A por el que circula una intensidad de corriente I , se puede expresar como

$$m = n \cdot A \cdot I \quad (2.14)$$

Así, finalmente, se puede obtener una función que relaciona la variación temporal de la velocidad angular ($\dot{\omega}$) y la intensidad de corriente que circula por los solenoides:

$$\dot{\omega} = \frac{n \cdot A \cdot I \cdot B}{J} \cdot \sin \phi - \frac{T_r}{J} \quad (2.15)$$

Finalmente, es posible calcular la intensidad de corriente que debe circular por los magnetopares para producir el momento dipolar magnético utilizado en las ecuaciones anteriores. Siguiendo el sistema de referencia presentado en la Figura 2.3 y utilizando la ecuación 2.14

$$m_{total} = \frac{m_1}{\sin \phi} = \frac{n \cdot A \cdot I_1}{\sin \phi} \quad (2.16)$$

$$m_{total} = \frac{m_2}{\cos \phi} = \frac{n \cdot A \cdot I_2}{\cos \phi} \quad (2.17)$$

Si se igualan ambas ecuaciones, se obtiene

$$I_1 = I_2 \cdot \tan \phi \quad (2.18)$$

Por lo tanto, se concluye que

$$I_2 = \frac{m \cdot \cos \phi}{n \cdot A} \quad (2.19)$$

2.3. PROCESO DE DISEÑO

2.3. Proceso de diseño

El proceso típico a seguir en el diseño de un sistema de control y determinación de la actitud fue definido en 1999 por Wiley J Larson y James R Wertz en un libro titulado *Space Mission Analysis and Design*, publicado por *Microcosm Press*.

Dicho proceso se detalla en la Tabla 2.1.

| Pasos | Entradas | Salidas |
|---|---|---|
| 1a. Definir las fases de control. 1b. Definir o derivar los requisitos a nivel de sistema para cada fase de control. | Requisitos y perfil de la misión, tipos de inserción para el vehículo de lanzamiento. | Lista de diferentes fases de control durante la misión. Requisitos y restricciones. |
| 2. Seleccionar el tipo de control del vehículo para cada fase de control de actitud. | Necesidades térmicas, de potencia y de carga útil. Órbita. Entorno perturbado. | Método para estabilizar y controlar: 3 ejes, giratorio y gradiente gravitacional. |
| 3. Cuantificar el ambiente perturbado. | Geometría del vehículo, órbita, modelos solares/magnéticos, perfil de la misión. | Valores de fuerzas del gradiente gravitacional, la aerodinámica magnética, la presión solar, perturbaciones internas y efectos del vuelo propulsado en el control. |
| 4. Seleccionar y medir el hardware del sistema de control y determinación de la actitud. | Geometría del vehículo, condiciones de la órbita, requisitos de la misión, vida útil. | Conjunto de sensores: Tierra, Sol, inercial y otros dispositivos de detección. Actuadores de control, p. ej., ruedas de inercia, propulsores o magnetopares. La electrónica del procesamiento de datos, si la hay, o los requisitos del procesamiento para otros subsistemas y ordenadores de Tierra. |
| 5. Definir los algoritmos de determinación y control. | Todo lo anterior. | Algoritmos, parámetros y la lógica para cada modo de determinación y control. |
| 6. Iterar y documentar. | Todo lo anterior. | Requisitos refinados y diseño. Especificaciones de los subsistemas. |

Tabla 2.1: Proceso de diseño de un sistema de determinación y control de la actitud

En este proyecto no será necesario definir todas las fases de control de la misión, ya que únicamente se está estudiando un método para controlar la actitud del CubeSat. Sin embargo, sí que se exponen diferentes funcionalidades del sistema de control de actitud para las cuales es necesario conocer los requisitos del sistema.

Puede ser también interesante estudiar superficialmente el ambiente perturbado, ya que dará una idea sobre la magnitud del par resistivo al que se enfrenta la acción de los magnetopares. Las perturbaciones que más pueden influir en el correcto funcionamiento del sistema de control de actitud son los efectos derivados de los gradientes gravitatorios, los pares magnéticos ajenos al CubeSat, el impacto de la radiación solar y, en órbitas bajas, la resistencia aerodinámica. Se puede encontrar un estudio significativamente detallado sobre las perturbaciones que pueden afectar el funcionamiento del sistema de control de actitud de un CubeSat en la sección 8.1 y en el capítulo 10 de [7].

2.4. POSIBLE PROCESO DE IMPLEMENTACIÓN DEL SISTEMA

2.4. Posible proceso de implementación del sistema

Magnetopares

Como ya se ha mencionado anteriormente, un magnetopar es un solenoide sobre el que incide un campo magnético externo y, así, se crea el par magnético. Este solenoide se podría implementar como una bobina de cobre con o sin núcleo. La presencia de un núcleo de ferrita es altamente recomendable porque incrementa sustancialmente el momento dipolar magnético producido por el magnetopar. No obstante, su implementación práctica es ligeramente más complicada debido a la presencia de fenómenos de interferencias, ya que los magnetopares funcionan separados a poca distancia unos de otros.

En las simulaciones que se presentan posteriormente, no se ha distinguido entre solenoide con o sin núcleo, ya que esto no es relevante para el objetivo de dichas simulaciones.

Para construir la bobina sería necesario un método de bobinado capaz de crear el solenoide con una densidad de cable constante en torno al núcleo que se quisiera añadir. Para realizar esto, existen diversos métodos caseros que consisten en la creación, con materiales convencionales, de un mecanismo de bobinado que tensa y bobina el cable de cobre en torno al núcleo.

Una vez se tuviera el solenoide, únicamente sería necesario conectarlo al sistema de alimentación y al sistema de control de la intensidad de corriente que debe circular por cada magnetopar en función del objetivo de la maniobra.

Se propondría la siguiente distribución de magnetopares en la placa electrónica para un control de la actitud unidimensional:

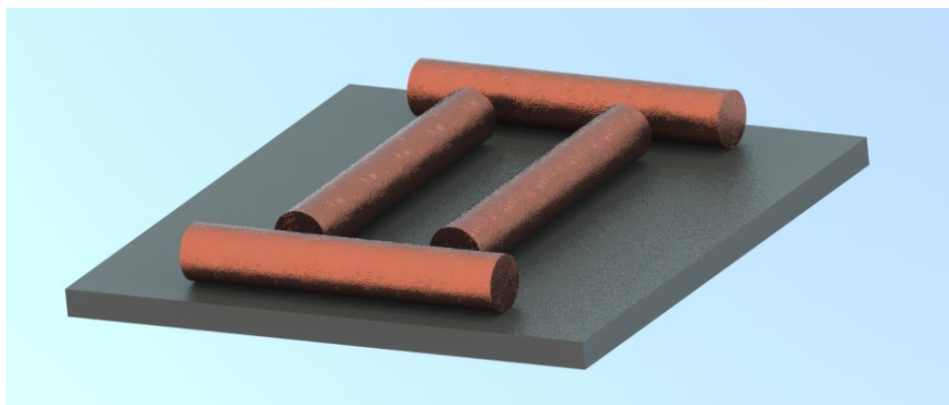


Figura 2.4: Posible presentación de los magnetopares en la placa (control unidimensional)

En el supuesto en que se quisiera seguir con el proyecto y desarrollar la capacidad de controlar la actitud del CubeSat en las tres direcciones, sería necesario añadir un tercer magnetopar. En este proyecto se propone la siguiente distribución:

2.4. POSIBLE PROCESO DE IMPLEMENTACIÓN DEL SISTEMA

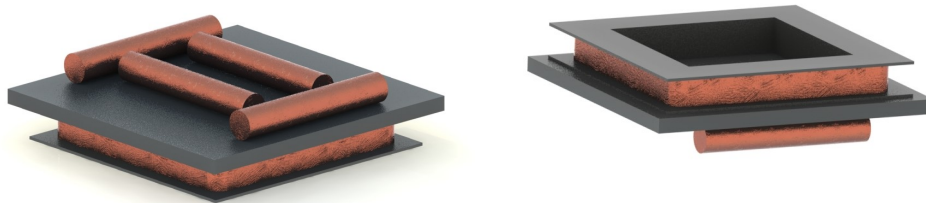


Figura 2.5: Posible implementación del tercer magnetopar

Banco de ensayos

El banco de ensayos que podría ser utilizado para probar el funcionamiento del sistema propuesto en este proyecto es el resultado del proyecto de final de grado de Antoni Bonilla López [8]. Se trata de una plataforma pivotante que permite el libre movimiento de un CubeSat 1U. La plataforma pivotante es una esfera permitiendo, así, que el CubeSat pueda girar 360° en cualquier eje, por lo que no existirían restricciones físicas que limiten el movimiento del CubeSat durante la prueba del sistema de control del satélite.

Además, si se utiliza únicamente una semiesfera, es posible probar CubeSat con configuraciones modulares mayores. Sin embargo, esto restringe el movimiento en los ejes perpendiculares a la sección de la semiesfera.

El principio de funcionamiento del banco de ensayos es el cojinete de aire, ya que utiliza aire presurizado para elevar la plataforma esférica y, así, eliminar considerablemente las restricciones físicas al movimiento causadas por las fricción.

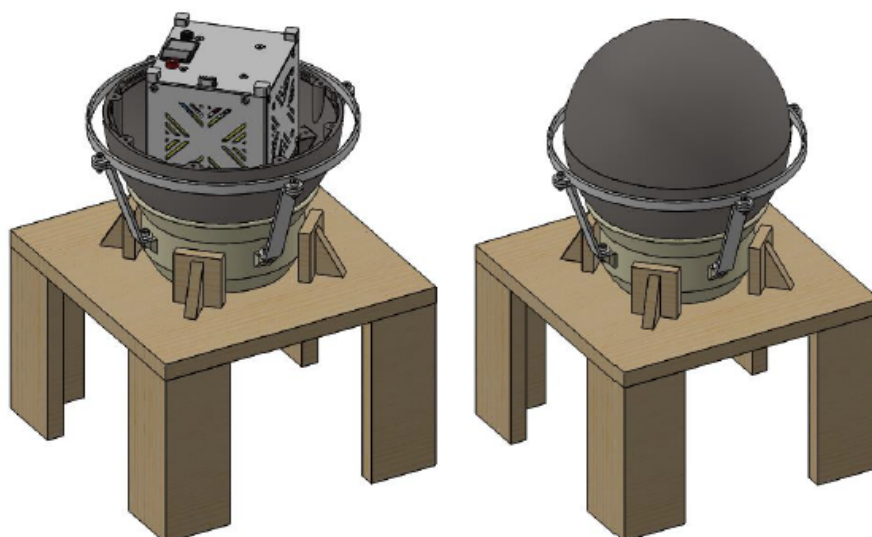


Figura 2.6: Banco de ensayos diseñado por Antoni Bonilla

2.4. POSIBLE PROCESO DE IMPLEMENTACIÓN DEL SISTEMA

Este banco de ensayos se encuentra actualmente en la Escuela, ya que se consiguió fabricar. No obstante, su funcionamiento no es exactamente el esperado, por lo que se está intentando modificar ciertos aspectos del diseño para optimizar el funcionamiento. El problema actual reside en un uso excesivo de aire comprimido debido a un diámetro demasiado grande de los orificios de salida del aire. Esto provoca una pérdida muy rápida de presión que permite utilizar el banco durante únicamente unos pocos segundos.

Capítulo 3

Simulaciones

Para realizar las simulaciones que serán detalladas a continuación, se ha utilizado el entorno de programación visual Simulink, que utiliza el entorno de programación Matlab. Dicha herramienta es muy útil para simular el comportamiento de algunos sistemas dinámicos. Puede ser utilizado para simular tanto sistemas lineales como no lineales, tanto modelos en tiempo continuo como en tiempo discreto e hibridaciones de todos los anteriores.

Las versiones de software utilizadas han sido:

- MATLAB R2019b Update 4 (9.7.0.1296695) 64-bit
- Simulink Version 10.0 R2019b

Se han realizado, en primer lugar, dos funcionalidades diferentes: una utiliza un ángulo de referencia para orientar el CubeSat hacia esa dirección y la otra requiere de un ángulo de orientación para rotar el CubeSat un ángulo específico. Para comprobar su funcionamiento, se han realizado diferentes simulaciones. Estas se presentan a continuación.

Cabe destacar que, para controlar el sistema se han utilizado dos métodos diferentes que también se detallarán a continuación.

3.1. DIAGRAMAS DE BLOQUES

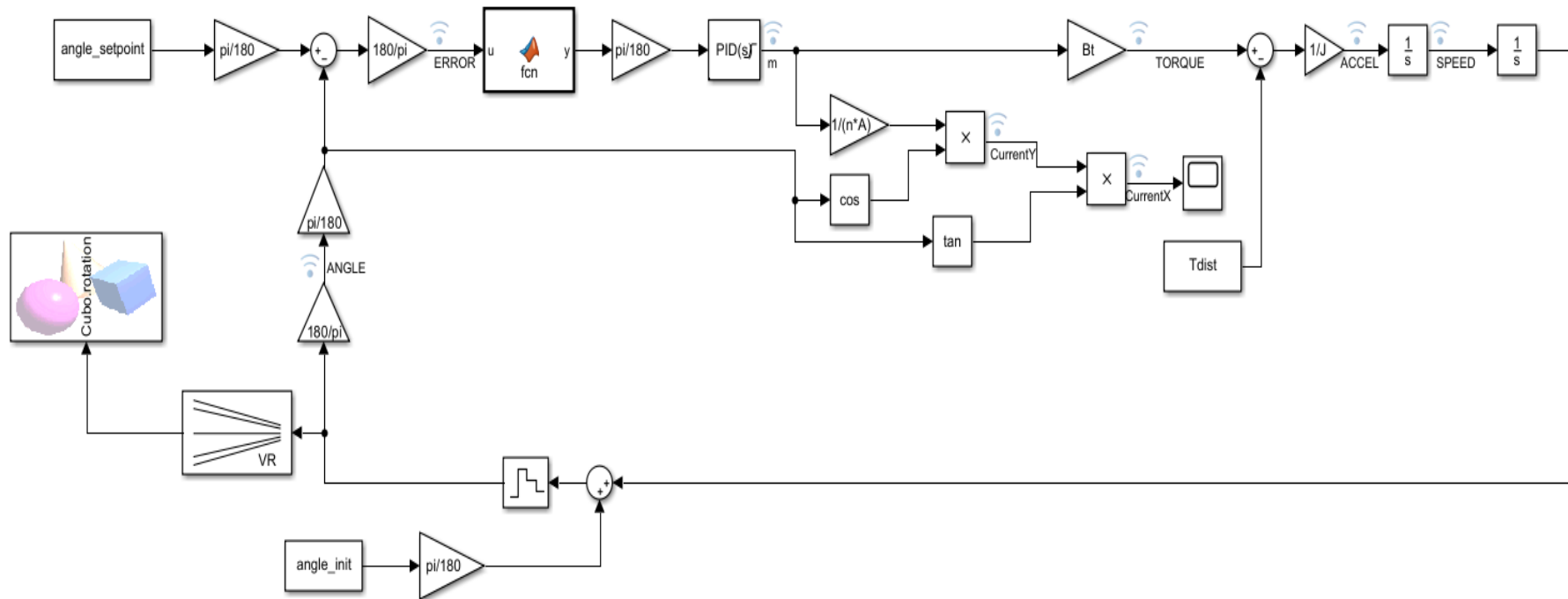


Figura 3.1: Diagrama de bloques

3.1. Diagramas de bloques

3.2. MÉTODOS DE CONTROL DEL MODELO

El diagrama de bloques presentado en la Figura 3.1 es una representación de la ecuación 2.12 y se utiliza para las dos funcionalidades implementadas en este proyecto, que serán explicadas en detalle posteriormente.

A continuación se detallan algunos de los bloques que componen el diagrama de bloques.

- El `angle_setpoint` es el ángulo de referencia al que deberá llegar el CubeSat.
- El `angle_init` es el ángulo inicial a partir del cual empieza a rotar el CubeSat.
- Los bloques $\frac{\pi}{180}$ se utilizan para realizar la conversión de grados a radianes.
- Los bloques $\frac{180}{\pi}$ se utilizan para realizar la conversión de radianes a grados.
- Los valores del resto de ganancias se corresponden a los enunciados en la ecuación 2.12.
- El bloque `fcn` sirve para implementar una función, la cual puede encontrarse en el anexo B. Esta función no realiza ninguna modificación en la entrada `u`, por lo que la salida `y` es exactamente igual a la entrada. No obstante, la función utiliza la entrada, que hace referencia al error entre el ángulo actual y el de referencia, para adaptar los parámetros del bloque `Controlador PID`.
- El `Controlador PID` utiliza las variables resultantes de la función previamente explicada para, con un error de entrada, generar una salida que se corresponde con el momento dipolar magnético de referencia generado por los magnetopares.
- El submódulo que contiene los bloques trigonométricos se utiliza para calcular las intensidades de corriente necesarias para producir el par anteriormente calculado. Dichas intensidades se calculan utilizando las ecuaciones 2.18 y 2.19.
- Los bloques de realidad virtual, que se pueden observar en la esquina inferior izquierda del diagrama, se utilizan para representar en un entorno virtual el movimiento del CubeSat. Debido a que el resultado de esta función es una cubo en movimiento, se utilizará en la defensa del proyecto para mostrar la rotación del CubeSat bajo los parámetros de estas simulaciones.

3.2. Métodos de control del modelo

Como ya se ha avanzado anteriormente, se han implementado dos métodos de control del modelo. Por un lado, unas primeras simulaciones fueron realizadas mediante un control PID adaptativo, capaz de corregir los parámetros del controlador en función del error existente entre el ángulo actual y el de referencia (estos ángulos se presentan en referencia a un eje de coordenadas inercial, cuyo eje X es solidario a la dirección del vector del campo magnético externo). Para conseguir los valores óptimos de los parámetros de PID, se obtuvieron los valores más óptimos de los parámetros PID para determinados errores. Así, variarán los parámetros del controlador PID en función del error que se detecte en cada momento. Se detallan los posibles valores de los parámetros del controlador PID en el anexo B

Por otro lado, se implementó un segundo método de control del modelo basado en un control óptimo en el que se aplica un par magnético máximo durante un tiempo determinado y, finalmente, se aplica el mismo par magnético y durante el mismo tiempo, pero en sentido opuesto

3.3. SIMULACIONES REALIZADAS

para frenar el sistema. Este método funciona o bien introduciendo el tiempo de maniobra esperado, o bien, utilizando el tiempo de maniobra mínimo. Cabe señalar que, cuando se elige el tiempo de maniobra, éste no debe ser menor al tiempo de maniobra mínimo, ya que esto imposibilitaría alcanzar el objetivo de la misión. Se puede encontrar más información sobre el funcionamiento de este método de control del modelo en el anexo [C](#)

Después de analizar los resultados de todas las simulaciones realizadas, se compararán los diferentes métodos de control del sistema.

3.3. Simulaciones realizadas

Para todas las simulaciones realizadas, se utilizaron prácticamente las mismas constantes:

- B: campo magnético terrestre equivalente a una órbita baja = $4.5 \cdot 10^5$ Teslas.
- n: número de espiras de la bobina = 25000.
- d: diámetro del solenoide = 1 cm.
- J: Momento de inercia del CubeSat (estimado por el estudiante Aleix Yébenes en [\[9\]](#)) = 0.05 kgm^2 .
- m_{max} : momento dipolar magnético máximo producido por cada pareja de magnetopares = 0.2 Am^2 .
- T_{dist} : par resistivo (se ha considerado 0 en este proyecto porque suele tener un valor despreciable pero se puede valorar calcularlo en proyectos futuros) = 0 Ns
- t_{sample} : tiempo de muestreo = 0.01 s
- t_{stop} : tiempo de simulación = varía en función de las necesidades de cada misión.

En el mismo `script` de Matlab, detallado en el anexo [A](#), están implementadas las dos funcionalidades principales, así como los valores de los parámetros iniciales del controlador PID adaptativo.

3.3.1. Presentación de resultados

Funcionalidad 1: Ángulo de referencia

Como se ha comentado anteriormente, el objetivo de esta funcionalidad es conducir el CubeSat hacia una dirección en concreto, dado un ángulo inicial. Esto se consigue poniendo un ángulo de referencia, que es hacia el que deberá estar apuntando el eje X' del CubeSat (señalado en la Figura [2.2](#)) cuando termine la maniobra. A continuación se presentan los resultados de diferentes maniobras utilizando esta funcionalidad. Se han elegido estas maniobras para mostrar el correcto funcionamiento del modelo planteado para cualquier objetivo.

3.3. SIMULACIONES REALIZADAS

- Ángulo inicial = 40° y Ángulo de referencia = 0°

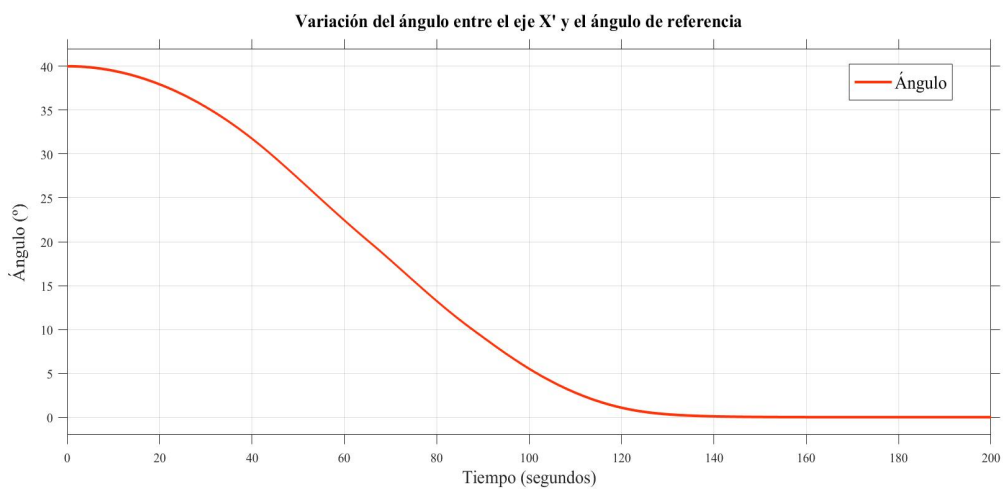


Figura 3.2: Variación del ángulo entre el eje X' y el ángulo de referencia

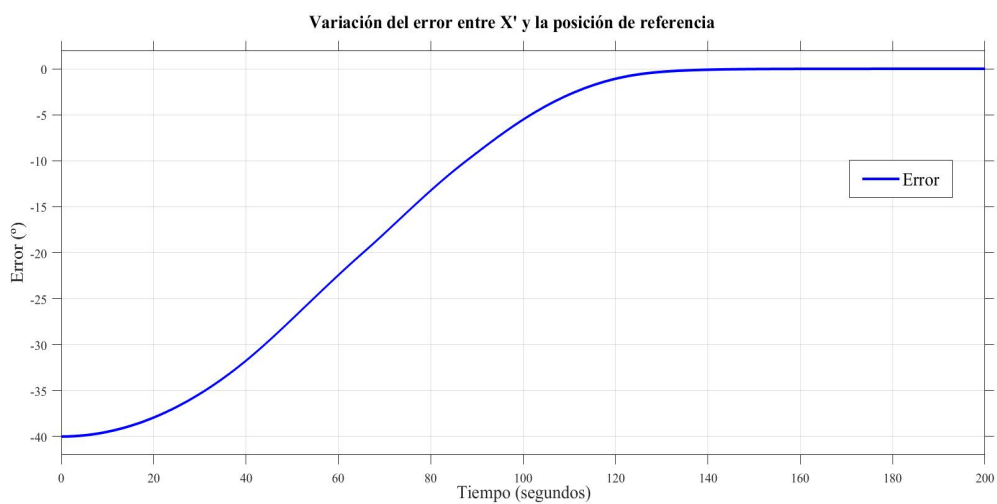


Figura 3.3: Variación del error entre X' y la posición de referencia

3.3. SIMULACIONES REALIZADAS

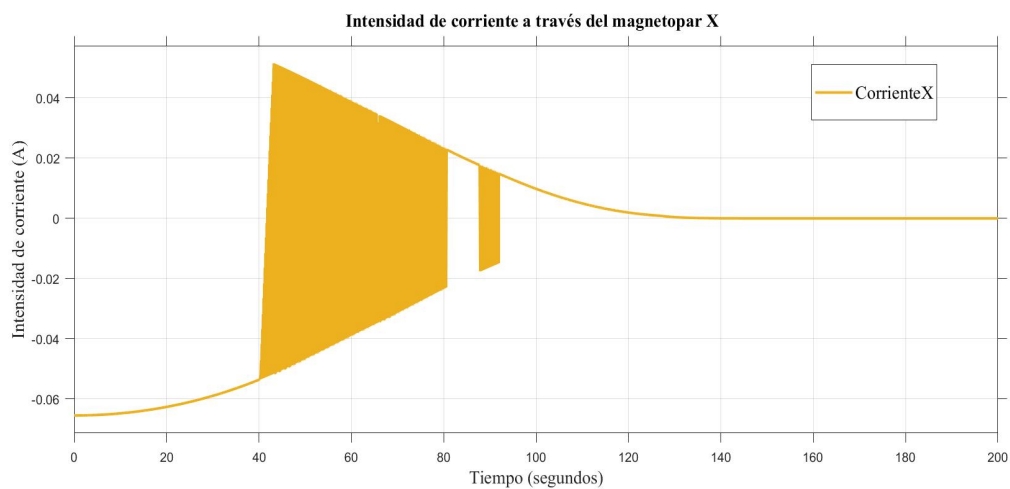


Figura 3.4: Intensidad de corriente a través del magnetopar X

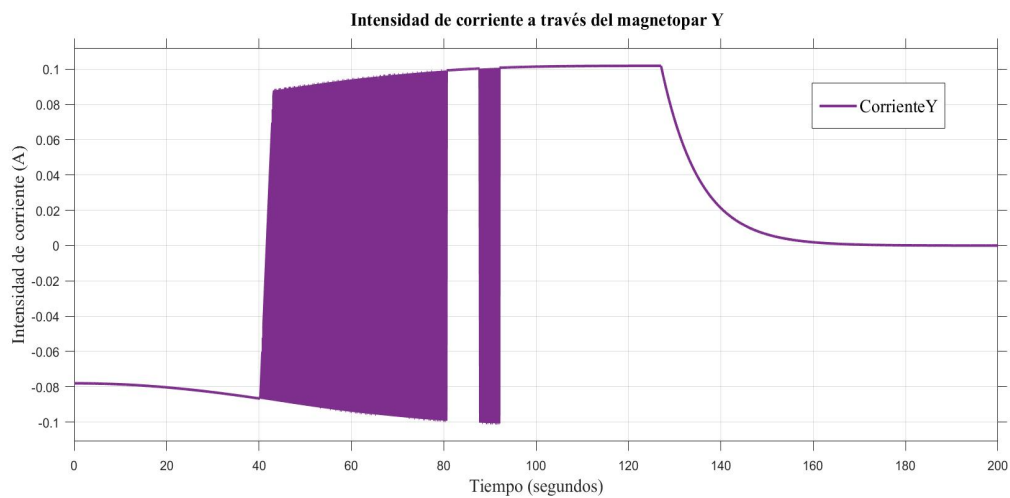


Figura 3.5: Intensidad de corriente a través del magnetopar Y

3.3. SIMULACIONES REALIZADAS

- Ángulo inicial = -30° y Ángulo de referencia = 20°

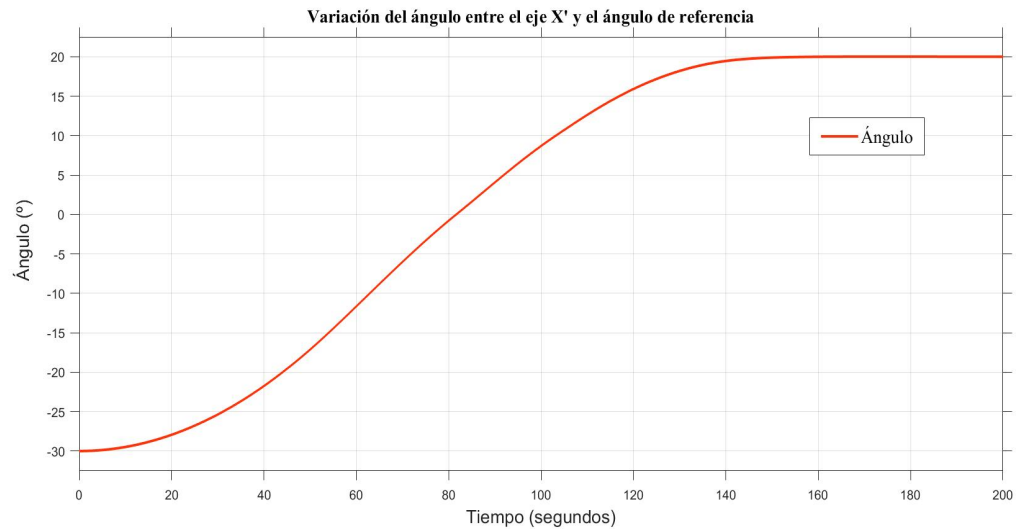


Figura 3.6: Variación del ángulo entre el eje X' y el ángulo de referencia

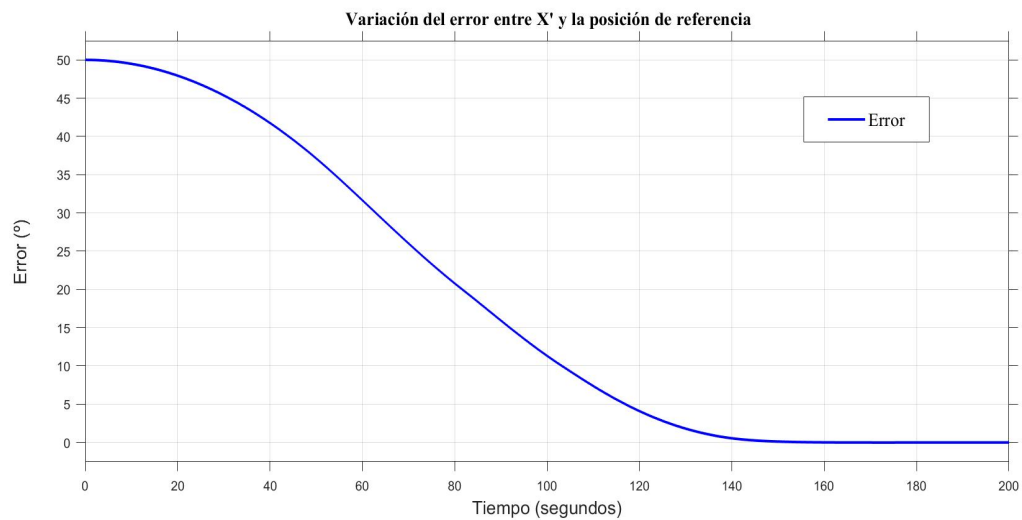


Figura 3.7: Variación del error entre X' y la posición de referencia

3.3. SIMULACIONES REALIZADAS

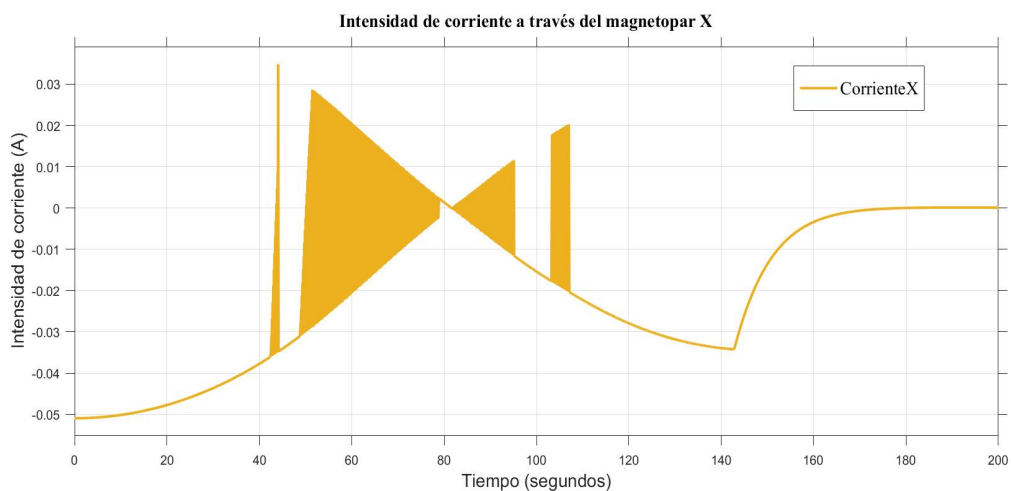


Figura 3.8: Intensidad de corriente a través del magnetopar X

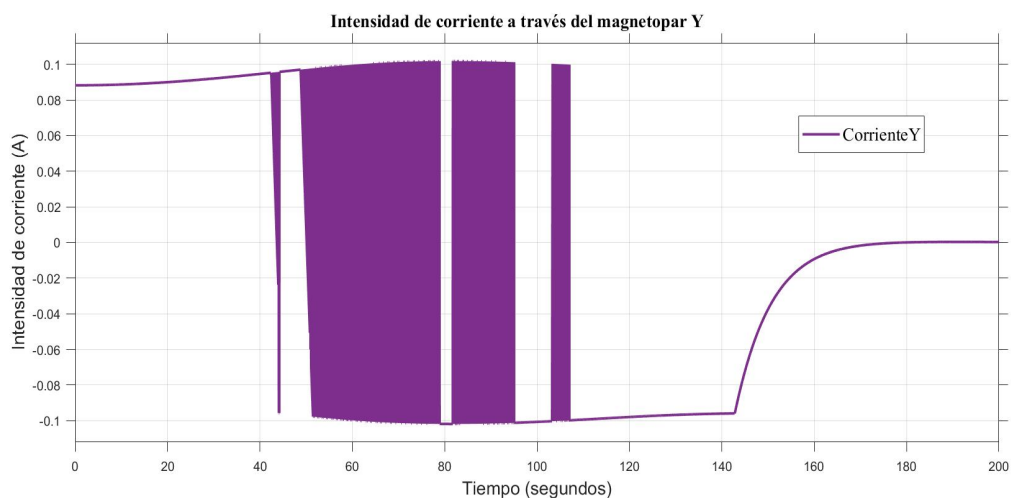


Figura 3.9: Intensidad de corriente a través del magnetopar Y

3.3. SIMULACIONES REALIZADAS

- Ángulo inicial = 150° y Ángulo de referencia = -10°

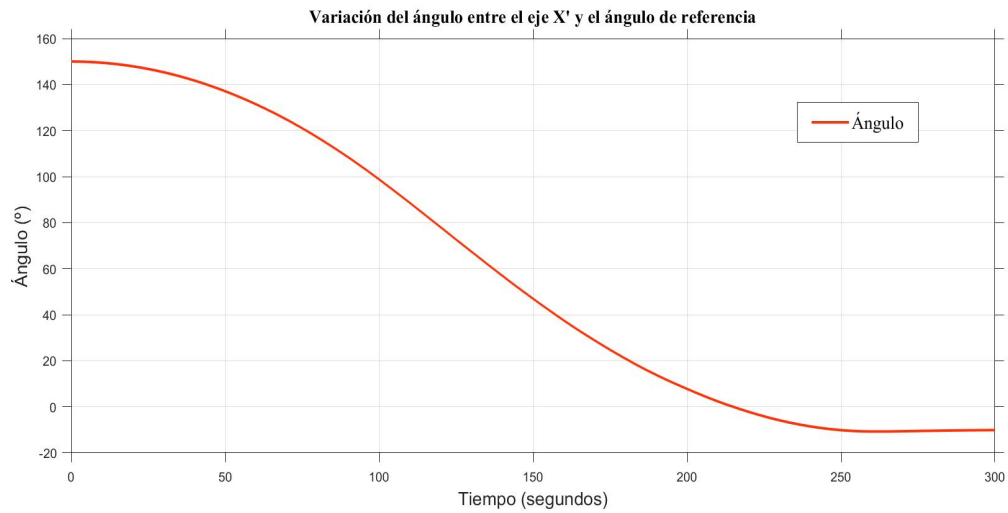


Figura 3.10: Variación del ángulo entre el eje X' y el ángulo de referencia

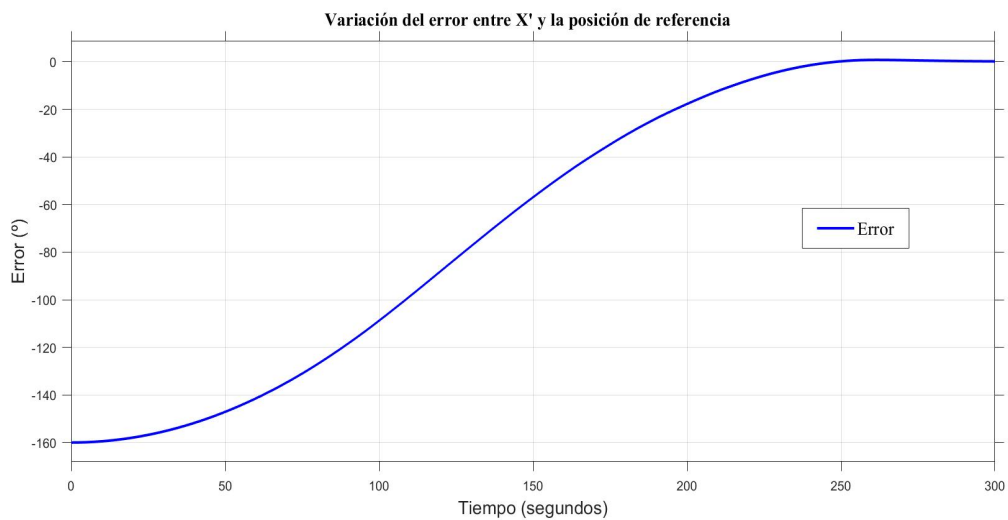


Figura 3.11: Variación del error entre X' y la posición de referencia

3.3. SIMULACIONES REALIZADAS

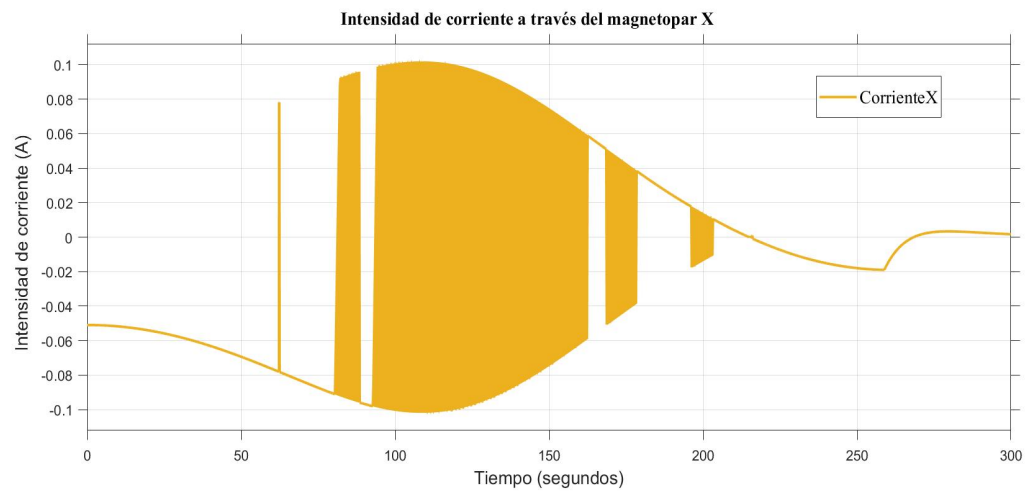


Figura 3.12: Intensidad de corriente a través del magnetopar X

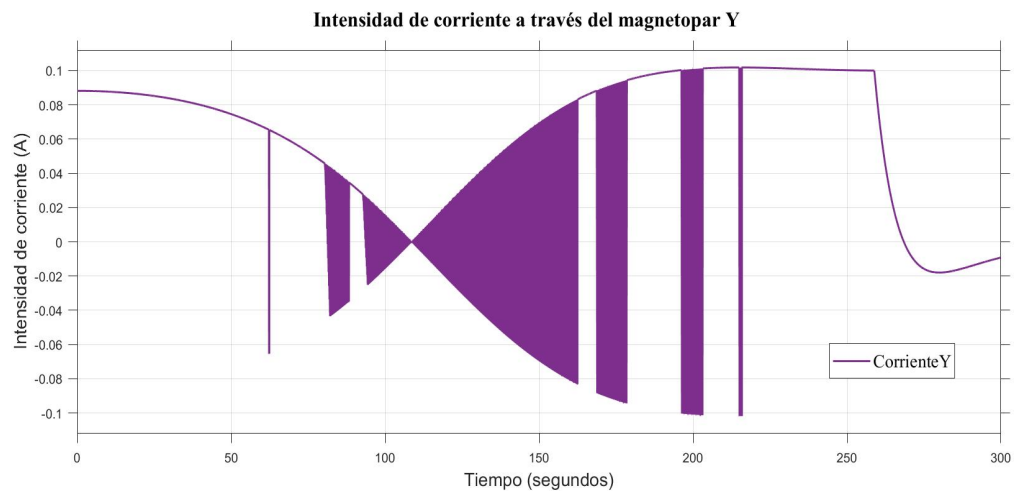


Figura 3.13: Intensidad de corriente a través del magnetopar Y

Funcionalidad 2: Orientación

El objetivo de esta funcionalidad es permitir al CubeSat rotar un determinado ángulo hasta alcanzar la posición deseada. Esto se consigue introduciendo en el código de Matlab (véase anexo [A](#)) el ángulo del que parte el CubeSat y el ángulo que se desea girar. Este último será positivo si se desea que el satélite gire en sentido antihorario y negativo si se desea que gire en sentido horario. El sentido viene definido por el sistema de referencia presentado en la Figura 2.2. A continuación se muestra el resultado de algunas simulaciones realizadas para diferentes orientaciones.

3.3. SIMULACIONES REALIZADAS

- Ángulo inicial = 0, giro antihorario de 50°:

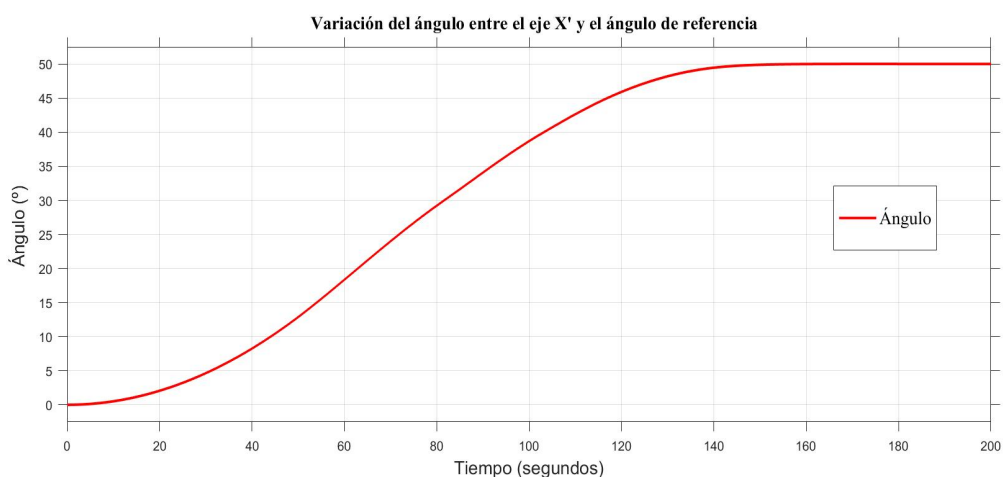


Figura 3.14: Variación del ángulo entre el eje X' y el ángulo de referencia

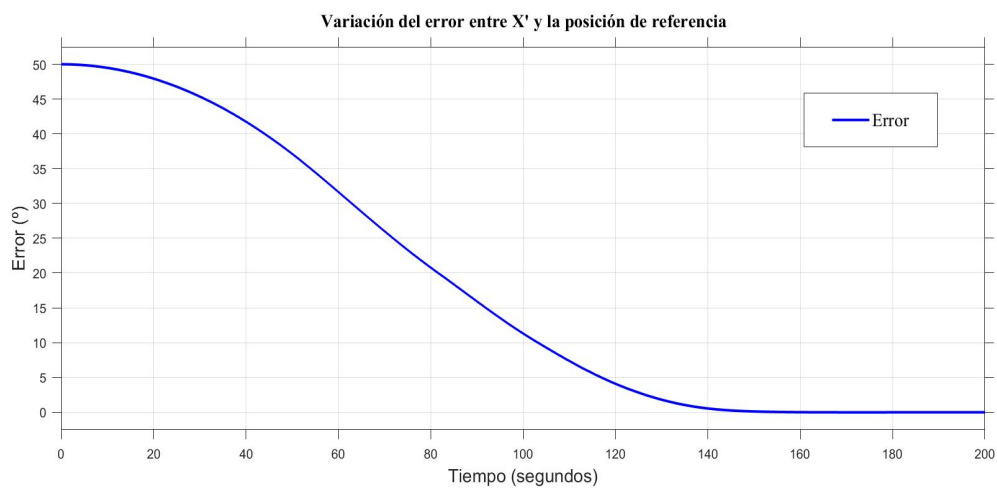


Figura 3.15: Variación del error entre X' y la posición de referencia

3.3. SIMULACIONES REALIZADAS

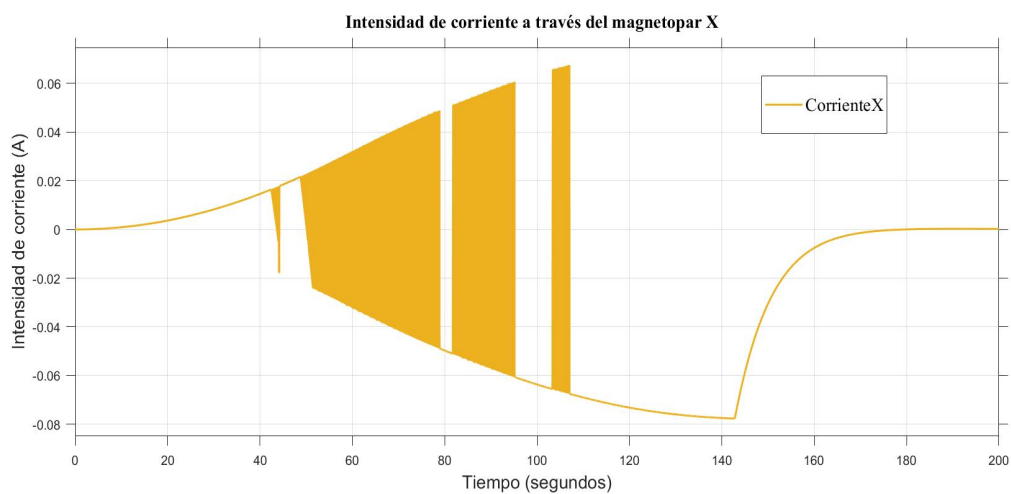


Figura 3.16: Intensidad de corriente a través del magnetopar X

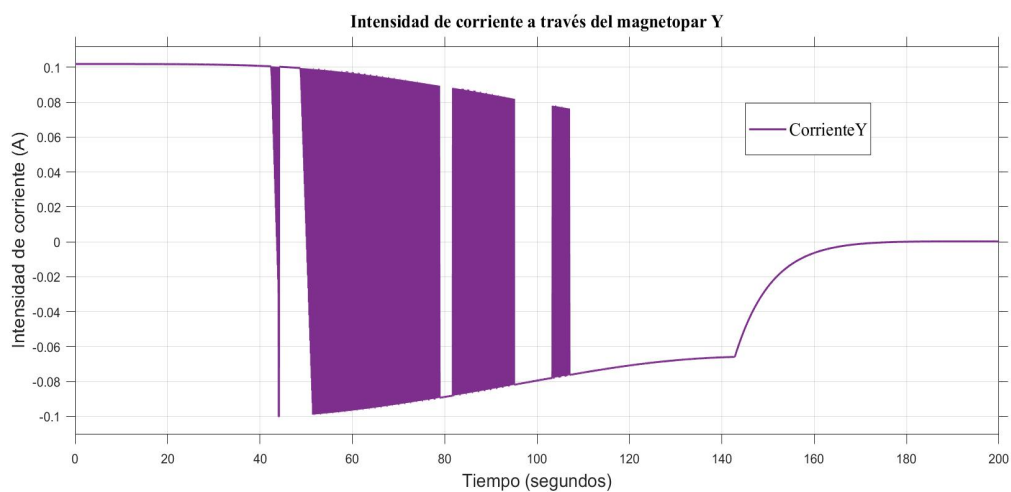


Figura 3.17: Intensidad de corriente a través del magnetopar Y

3.3. SIMULACIONES REALIZADAS

- Ángulo inicial = 30° , giro horario de 120° :

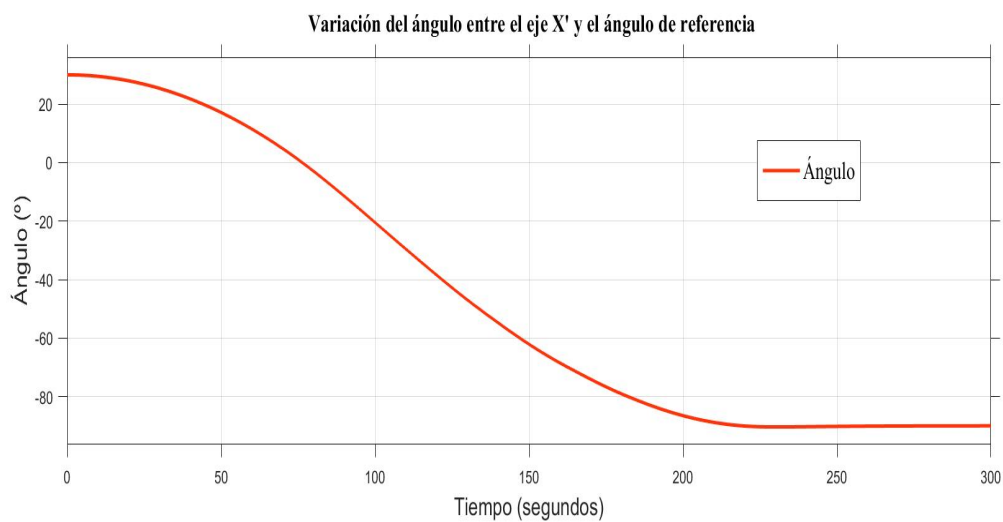


Figura 3.18: Variación del ángulo entre el eje X' y el ángulo de referencia

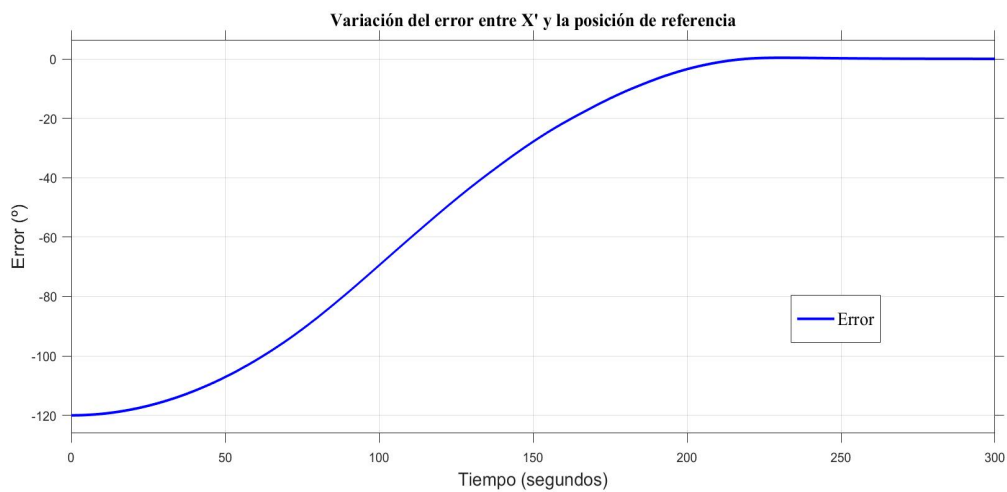


Figura 3.19: Variación del error entre X' y la posición de referencia

3.3. SIMULACIONES REALIZADAS

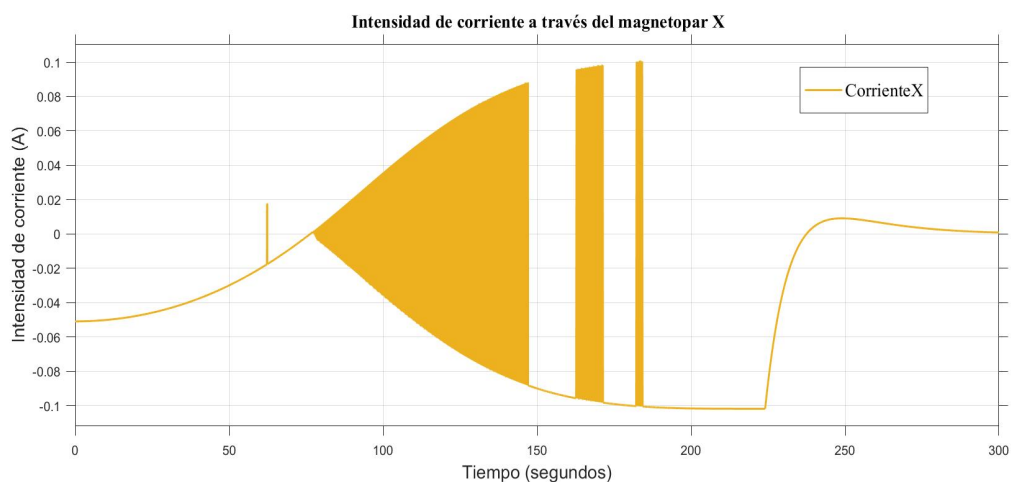


Figura 3.20: Intensidad de corriente a través del magnetopar X

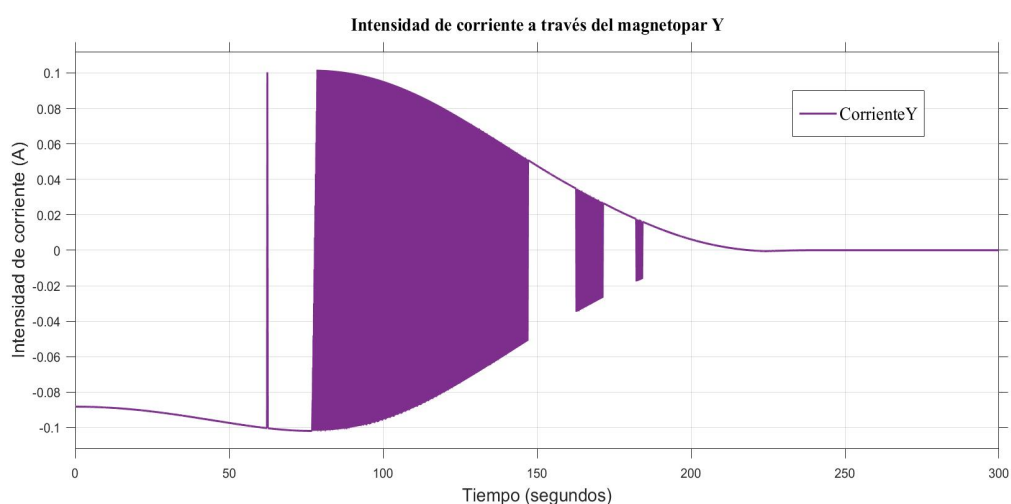


Figura 3.21: Intensidad de corriente a través del magnetopar Y

3.3.2. Análisis de resultados

Como es posible observar en todas las representaciones gráficas de la variación del ángulo que forma el eje solidario al CubeSat con el eje inercial, así como en las representaciones del error observado entre la posición del CubeSat y su destino, el modelo es realmente robusto, ya que no se observan sobrepicos que puedan llevar a un mal uso de los recursos energéticos del sistema. Sin embargo, se trata de un método de control realmente lento.

Analizando los resultados de estas simulaciones es imposible constatar con certeza que la culpa de la lentitud del sistema sea del controlador o de la capacidad de los magnetopares para llevar a cabo la maniobra asignada. Más adelante, como posible mejora de este modelo, se analizará otro mecanismo de control para observar si la maniobra puede hacerse más deprisa.

3.4. POSIBLES MEJORAS

No obstante, aunque lento, el control funciona, ya que se llega perfectamente a la posición deseada para cualquier maniobra propuesta.

Si se observan ahora las representaciones gráficas de las intensidades de corriente que se hacen circular a través de los conjuntos de magnetopares, se puede corroborar que, realmente, el controlador no es en absoluto óptimo, ya que para llevar a cabo la maniobra preseleccionada, realiza gran cantidad de correcciones que concurren en una mayor dificultad de ejecución porque, si se utilizase este método de control en un sistema real, el controlador de abordaje realizaría un trabajo computacional demasiado elevado. No obstante, cabe señalar que las tendencias observables en las representaciones de las corrientes se adecuan a los resultados previsibles a raíz de las ecuaciones analizadas en la sección 2.2.

Un ejemplo claro de esta adecuación a la base física se puede encontrar en la pareja de Figuras 3.6 y 3.8 y en la pareja 3.10 y 3.12. En la primera pareja, correspondiente a la maniobra de llevar el eje x' del CubeSat de -30° a 20° , se puede observar como, en el punto en que el ángulo entre el eje solidario al CubeSat y el eje inercial es 0, la intensidad de corriente que circula por el magnetopar X es también 0. Esto tiene sentido porque, al estar el magnetopar X alineado con el campo magnético externo, no produciría ningún efecto en el par total; por este motivo, la intensidad de corriente que circula por el magnetopar Y es máxima.

En la segunda pareja de Figuras pasa algo parecido. Cuando el el ángulo entre el eje solidario al CubeSat y el eje inercial es 90° , la intensidad de corriente que circula por el magnetopar Y es 0. Esto se debe a que, en esta posición, el magnetopar Y está alineado con el campo magnético externo y, por lo tanto, tampoco produciría ningún efecto en el par total del sistema.

Por lo tanto, se puede concluir que el método de control utilizado en las simulaciones presentadas en esta sección funciona correctamente pero su funcionamiento no es significativamente óptimo. Por este motivo, otro método de control se analiza a continuación.

3.4. Posibles mejoras

Como se ha podido observar en la subsección anterior, el modelo de control propuesto es fiable pero, a la vez, es demasiado lento y complicaría el control abordaje de un sistema real. Para solucionar este problema, se plantea utilizar, como se ha enunciado anteriormente, un segundo método de control. Se trata de un sistema de control capaz de, dado un tiempo de maniobra necesario, realizar la maniobra gestionando los recursos energéticos del sistema. Esta gestión de recursos es sencilla, simplemente funciona con una aportación temporal del par magnético máximo y, posteriormente, una aportación con la misma duración que la primera pero con el par magnético de signo contrario. De esta forma se consigue compensar, con el segundo uso de los magnetopares, el momento angular proporcionado por el primer uso.

El diagrama de bloques utilizado para este nuevo método de control es similar al utilizado anteriormente, pero ha sido ligeramente modificado para realizar correctamente su función.

3.4. POSIBLES MEJORAS

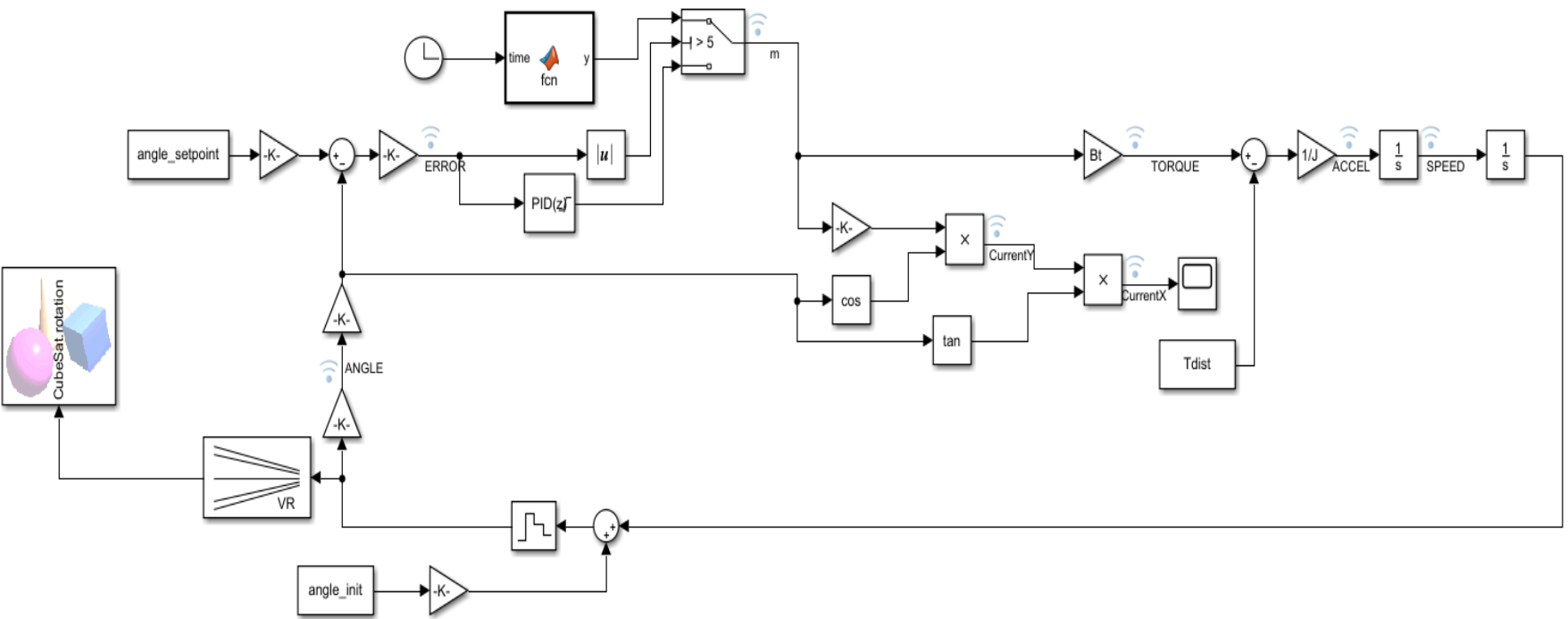


Figura 3.22: Diagrama de bloques

3.4. POSIBLES MEJORAS

Los únicos bloques que se han modificado son los relacionados con el antiguo controlador PID. Es cierto que en el último método de control existe otro controlador PID pero no es adaptativo y, además, sólo es utilizado para valores de error menores de 5° . La base física de este método de control se puede encontrar en el anexo C El funcionamiento es el siguiente:

- Antes de empezar la simulación, se calcula el tiempo de uso de los magnetopares necesario para realizar la maniobra. Existen dos métodos para realizar este cálculo. Bien se puede introducir manualmente un tiempo de maniobra determinado (debe ser siempre superior al tiempo de maniobra mínimo), o bien se puede optar por utilizar el tiempo mínimo de maniobra. La opción de utilizar el tiempo mínimo de maniobra hace que la maniobra sea significativamente más rápida pero, a su vez, significa un consumo energético mayor. En este momento también se calcula el tiempo necesario de aplicación de los magnetopares para conseguir realizar la maniobra en el tiempo establecido.
- Una vez se determina el tiempo de maniobra, el modelo decide si utilizar el método de control óptimo o un sencillo método de control PID. Este último será realizado únicamente, como se ha avanzado anteriormente, si el error entre la posición del satélite en cada iteración y la posición de referencia es menor de 5° .
- Si el error no es menor a 5° , se procede a aportar el par magnético máximo durante el tiempo que se ha calculado con anterioridad.
- Una vez ha transcurrido el tiempo de aplicación del magnetopar, este es apagado.
- Cuando haya transcurrido el tiempo oportuno, se vuelve a encender el magnetopar con la polaridad invertida. De esta forma, se consigue frenar el CubeSat hasta para que, cuando su velocidad angular sea nula, esté situado en la posición de referencia.

A continuación, se presentan los resultados de las mismas funcionalidades analizadas en la subsección 3.3.1 pero utilizando el segundo método de control del modelo. No obstante, únicamente se presenta una maniobra para cada funcionalidad, ya que las conclusiones son extrapolables.

3.4. POSIBLES MEJORAS

Funcionalidad 1: Ángulo de referencia

- Ángulo inicial = 40° y Ángulo de referencia = 0°

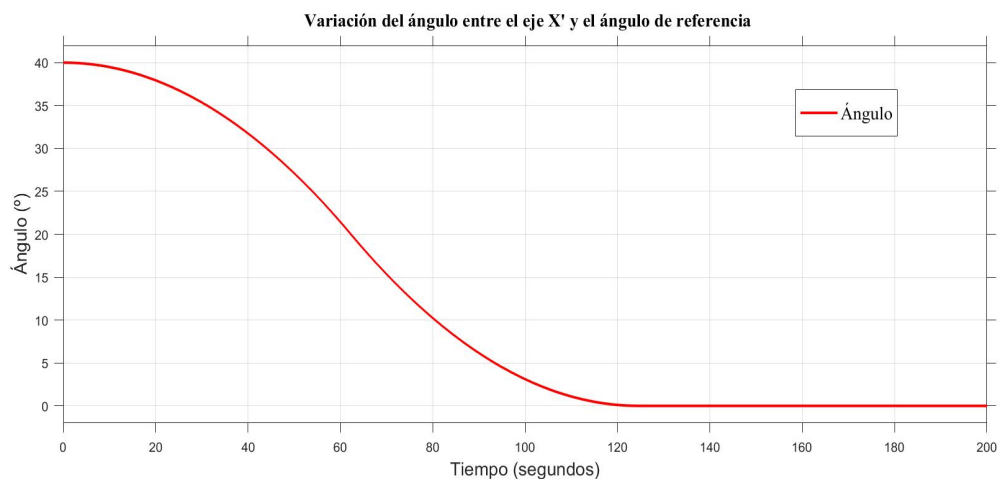


Figura 3.23: Variación del ángulo entre el eje X' y el ángulo de referencia

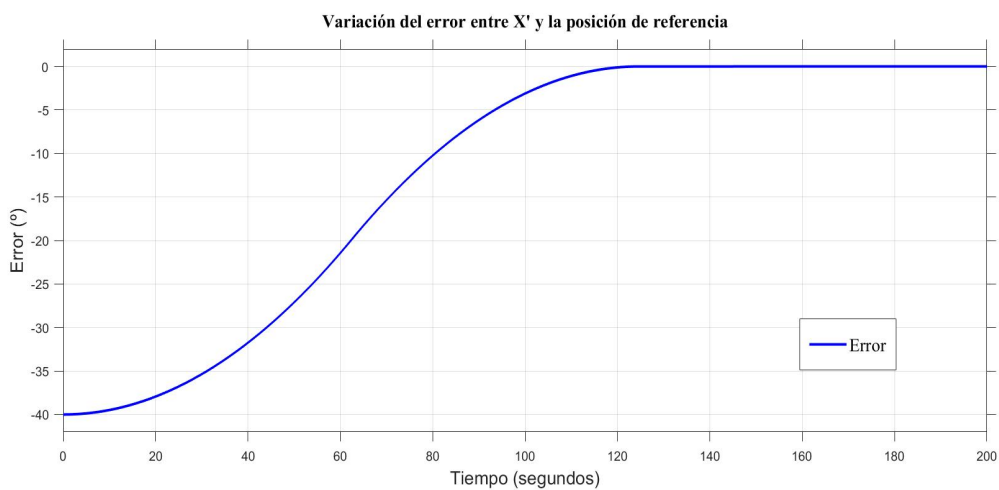


Figura 3.24: Variación del error entre X' y la posición de referencia

3.4. POSIBLES MEJORAS

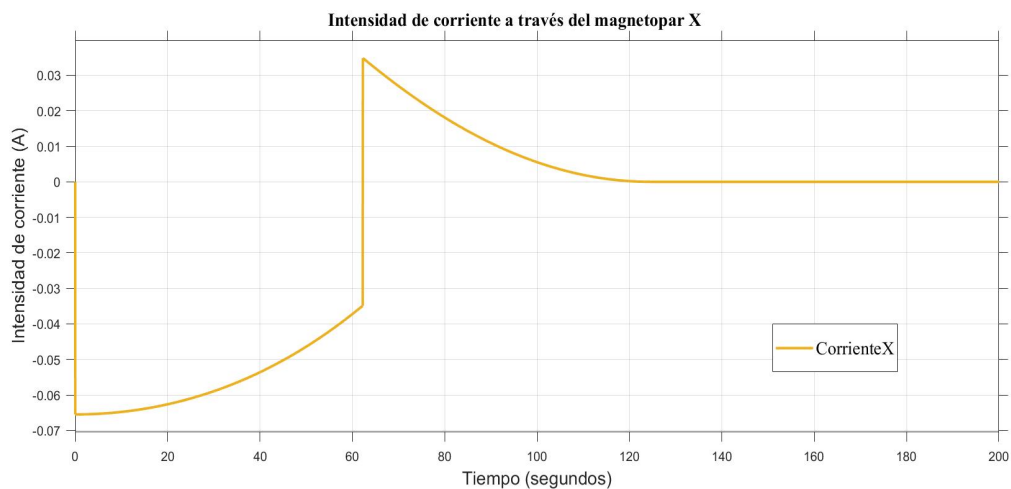


Figura 3.25: Intensidad de corriente a través del magnetopar X

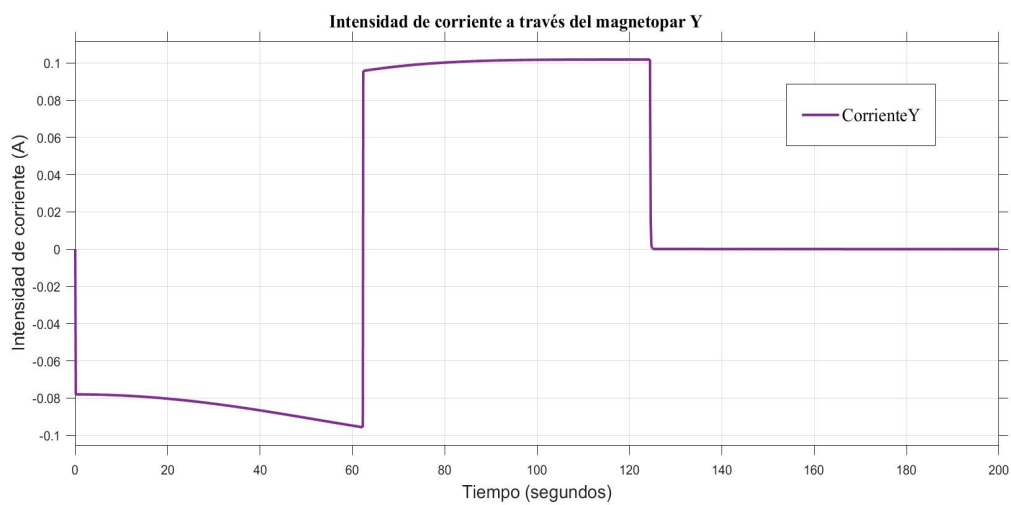


Figura 3.26: Intensidad de corriente a través del magnetopar Y

3.4. POSIBLES MEJORAS

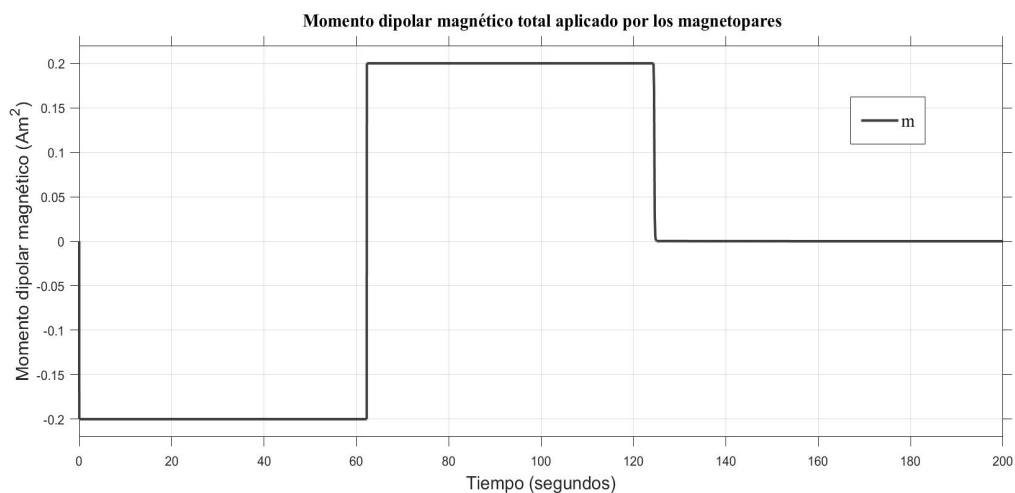


Figura 3.27: Momento dipolar magnético aplicado por los magnetopares

Funcionalidad 2: Orientación

- Ángulo inicial = 30° , giro horario de 120° :

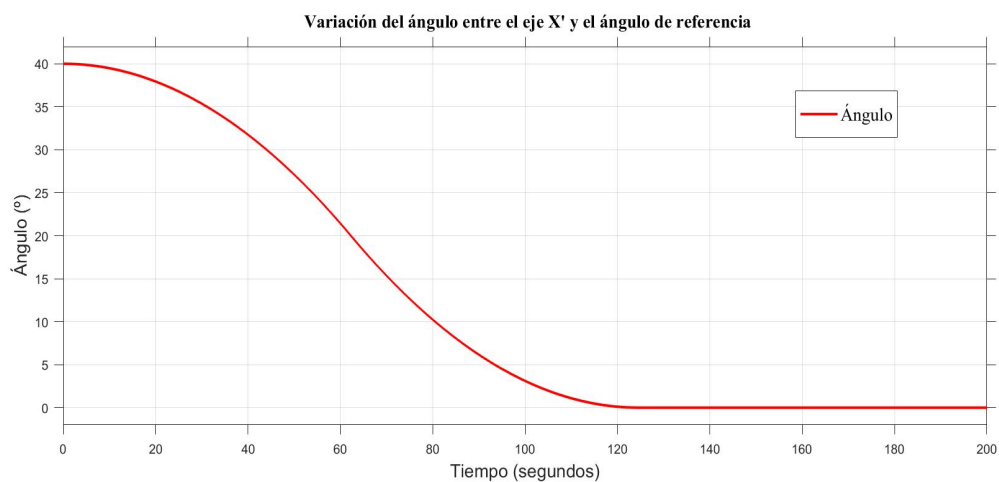


Figura 3.28: Variación del ángulo entre el eje X' y el ángulo de referencia

3.4. POSIBLES MEJORAS

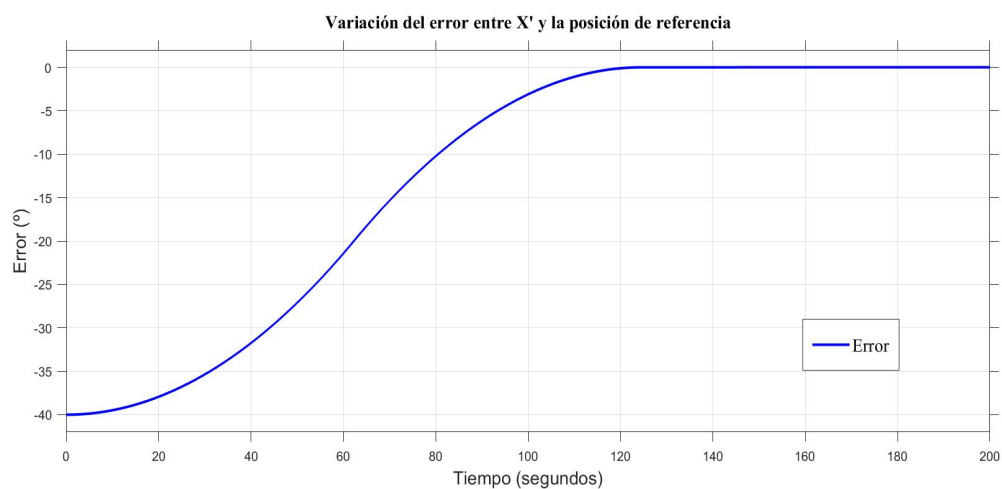


Figura 3.29: Variación del error entre X' y la posición de referencia

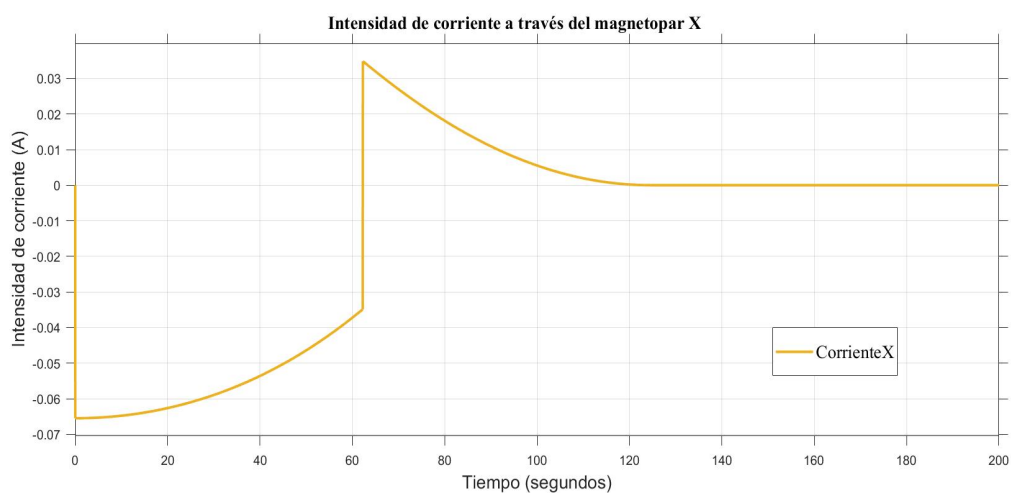


Figura 3.30: Intensidad de corriente a través del magnetopar X

3.4. POSIBLES MEJORAS

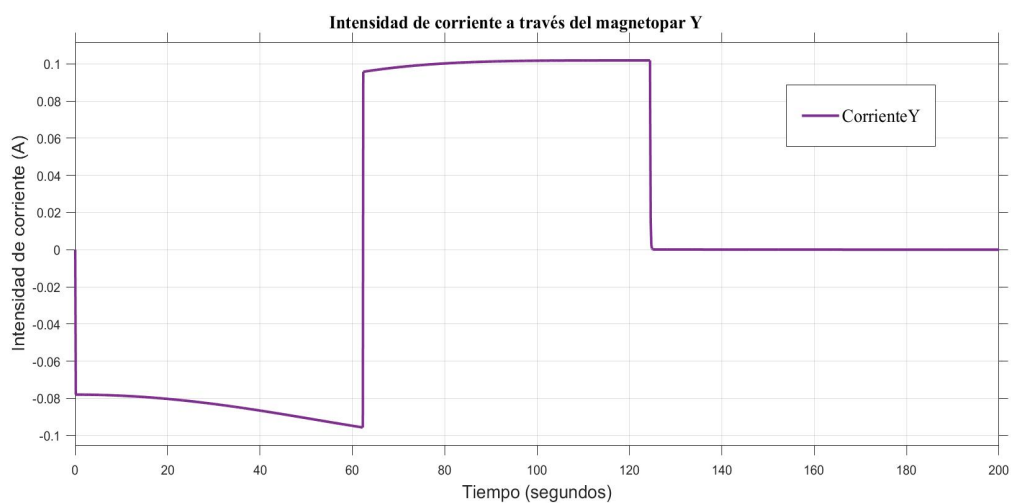


Figura 3.31: Intensidad de corriente a través del magnetopar Y

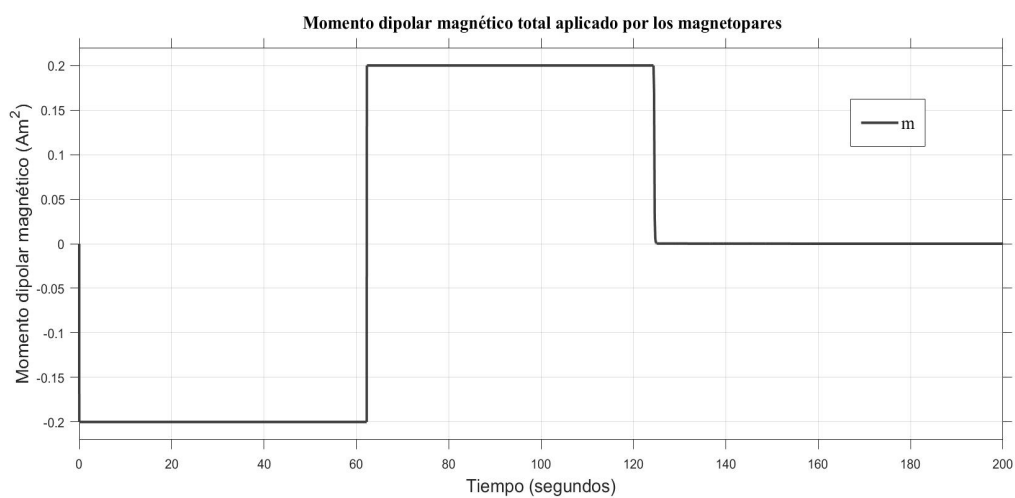


Figura 3.32: Momento dipolar magnético aplicado por los magnetopares

3.5. Funcionalidad 3

Una vez se han analizado e intentado mejorar las dos principales funcionalidades del sistema de control, se ha planteado una tercera. Esta última funcionalidad consiste en el frenado de la rotación del CubeSat utilizando los magnetopares. El principio básico de esa maniobra es exactamente el mismo que el utilizado para hacer girar el CubeSat, sin embargo, en este caso interesa hacer que el CubeSat deje de girar.

Para simular esta maniobra, una vez analizados los dos métodos de control del modelo presentados en este proyecto, se ha elegido el modelo de control óptimo, ya que reduce el tiempo de maniobra. Si se pretende utilizar el tiempo mínimo de maniobra, es necesario aportar al sistema el par magnético máximo en todo momento hasta que se consigue frenar el sistema. Para calcular este tiempo mínimo de maniobra, se ha supuesto que, partiendo de una velocidad angular determinada, esta debe disminuir constantemente hasta hacerse nula. Por lo tanto, se puede considerar que el sistema sigue un movimiento circular uniformemente desacelerado, por lo que la velocidad angular se puede calcular de la siguiente manera:

$$\omega_{final} = \omega_{inicial} - \frac{d\omega}{dt} \cdot t \quad (3.1)$$

Además, al suponer que se aplica el par magnético máximo,

$$\tau_m = J \cdot \frac{d\omega}{dt} \quad (3.2)$$

$$\left(\frac{d\omega}{dt}\right)_{max} = \frac{\tau_{max}}{J} = h \quad (3.3)$$

Dónde se define h como una constante de proporcionalidad aplicable cuando se utiliza el par magnético máximo.

Por lo tanto, de las ecuaciones 3.1 y 3.3, se obtiene el tiempo de maniobra mínimo.

$$(t_m)_{min} = \frac{\omega_{inicial} - \omega_{final}}{h} \quad (3.4)$$

Aplicando estos conceptos, se ha realizado un último paquete de simulaciones para com-

probar el funcionamiento del control de esta tercera funcionalidad. Se ha utilizado el modelo de Simulink, ya presentado en la Figura 3.22, pero substrayendo el bloque encargado de integrar la señal de velocidad angular para obtener la posición (únicamente se ha mantenido para hacer posible el cálculo de las intensidades de corriente necesarias para que el sistema funcione), ya que en esta última funcionalidad es necesaria la velocidad angular. También se han retirado los bloques encargados de cambiar las unidades de las señales que representan ángulos.

Los resultados de esta simulación se muestran a continuación.

3.5. FUNCIONALIDAD 3

Velocidad angular inicial = $0.5 \frac{rad}{s}$:

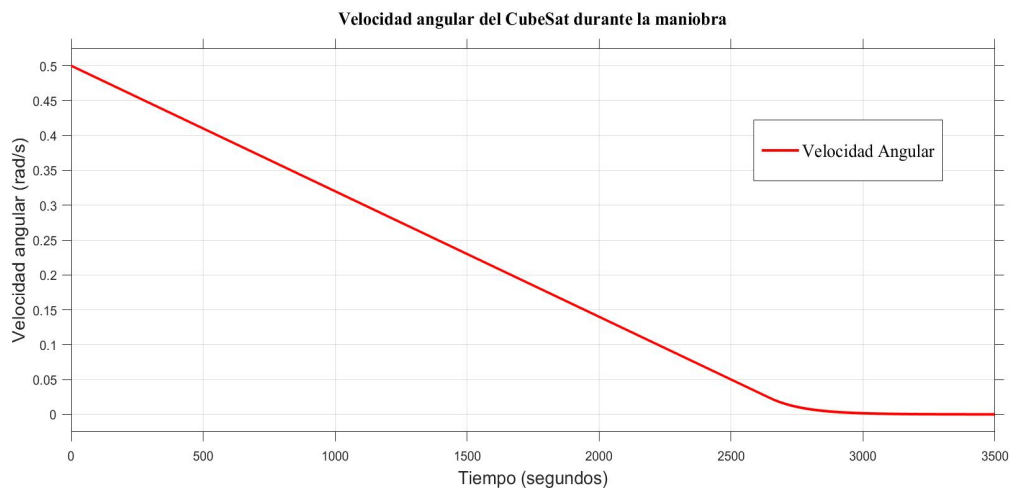


Figura 3.33: Variación de la velocidad angular del CubeSat en el eje Z

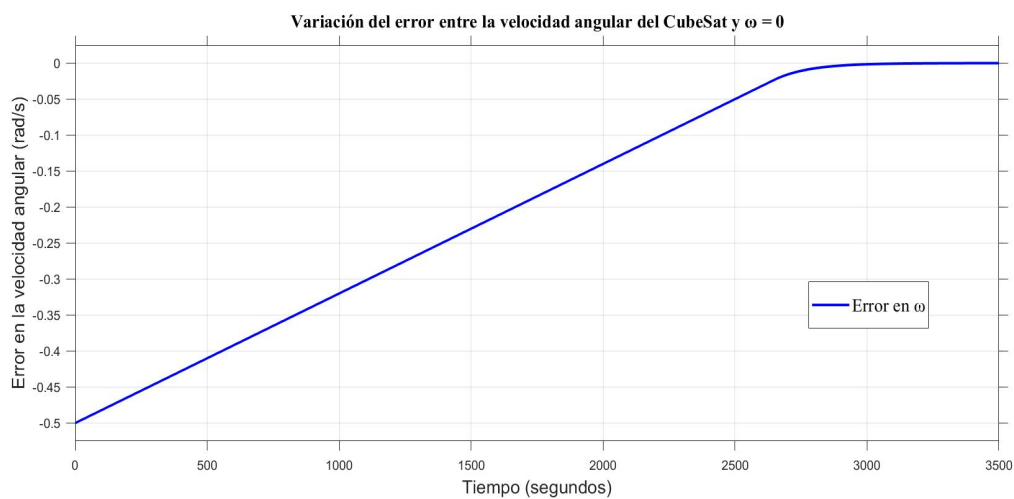


Figura 3.34: Variación del error entre la velocidad angular del CubeSat y $\omega = 0$

3.5. FUNCIONALIDAD 3

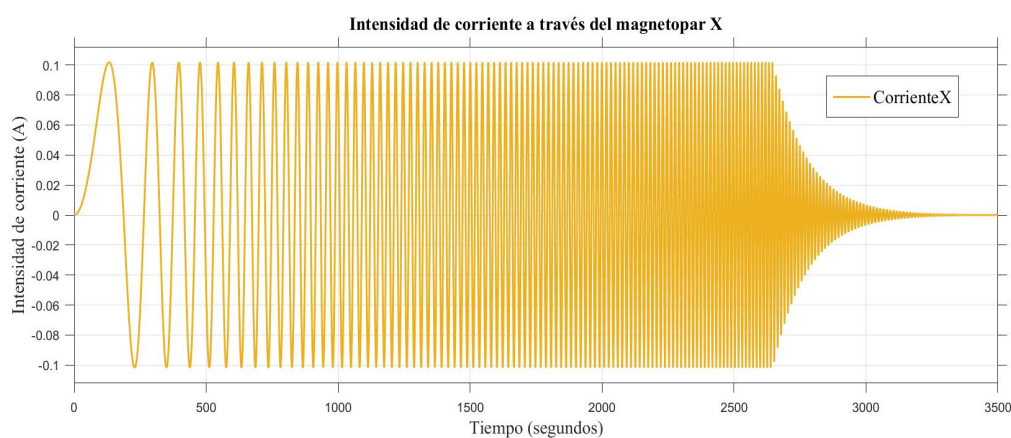


Figura 3.35: Intensidad de corriente a través del magnetopar X

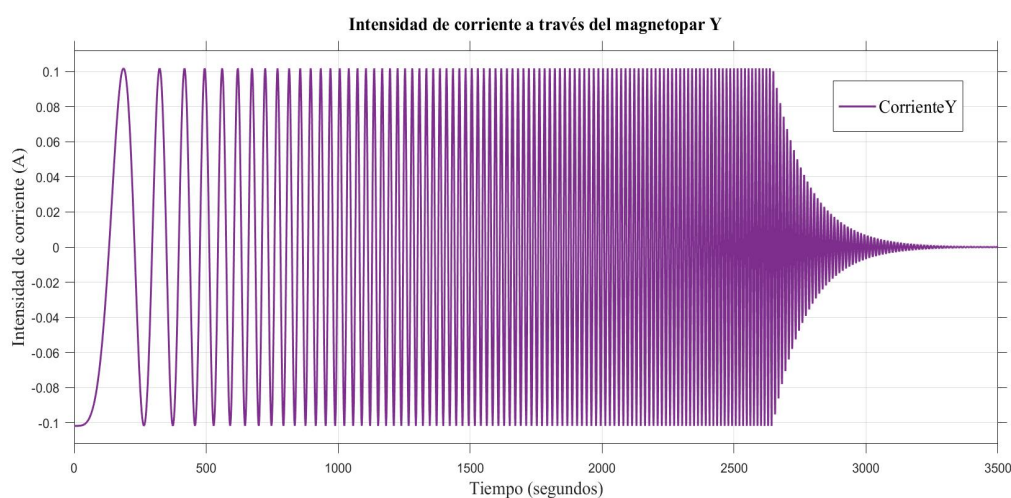


Figura 3.36: Intensidad de corriente a través del magnetopar Y

Como se puede observar en las Figuras 3.33 y 3.34, el método de frenado funciona perfectamente, ya que consigue frenar completamente el CubeSat reduciendo paulatinamente la velocidad angular gracias a la aplicación de un par capaz de producir un momento angular que se opone al movimiento del CubeSat. El sistema parte de una velocidad angular de 0.5 rad/s , que equivale a 4.77 rpm , en sentido horario y tarda unos 2700 segundos (45 minutos) en frenarse. Es un sistema lento pero el resultado de la simulación se corresponde con el esperado teniendo en cuenta la capacidad de acción de los magnetopares.

Las Figuras 3.35 y 3.36, representan la variación de la intensidad de corriente aplicada a través de cada magnetopar durante el transcurso de la maniobra de frenado. Se ha comprobado que se cumple la imposición de perpendicularidad entre el momento dipolar magnético resultante de la aplicación de ambos magnetopares y el campo magnético externo represen-

3.5. FUNCIONALIDAD 3

tando gráficamente el cociente entre la intensidad de corriente a través del magnetopar 1 y la intensidad de corriente a través del magnetopar 2. Según la ecuación 2.18, este cociente debe resultar nulo, ya que el ángulo entre el momento dipolar magnético resultante y el campo magnético externo es 45° . Efectivamente, este fue el resultado de la comprobación. Además, se puede observar que la polaridad de los magnetopares va variando en función de la necesidad de aplicación de los magnetopares en cada instante de la maniobra. La parte final de la actuación de los magnetopares presenta una actuación diferente debido a la presencia del pequeño controlador PID, útil para afinar el funcionamiento del modelo al final de la maniobra. Es cierto que estas últimas representaciones gráficas no son especialmente escla-

recedoras, ya que pueden considerarse confusas; sin embargo, demuestran una tendencia que se adecua con los resultados previstos.

Capítulo 4

Continuación del proyecto

Como en cualquier proyecto, existen gran cantidad de modificaciones y futuras implementaciones que mejorarían el funcionamiento del sistema presentado en este trabajo. Algunas de estas mejoras, podrían haberse implementado en este proyecto si se hubiera llevado a cabo en condiciones normales; otras, ya se plantearon inicialmente como posibles proyectos futuros.

Originalmente, el proyecto fue planteado como el diseño y posterior implementación del sistema de control de actitud del CubeSat. Además, también se planteó la idea de probar el sistema resultante en el banco de ensayos anunciado anteriormente. Dado que la implementación del sistema no pudo ser realizada, se plantea como una posible continuación del sistema para futuros proyectos. Por lo tanto, sería necesario hacer un estudio exhaustivo del montaje electrónico que debería incorporar el sistema para funcionar correctamente, haciendo hincapié en el ahorro de energía, ya que el acceso a la misma es limitado en el CubeSat. Por otro lado, será necesario adaptar el diseño final de la placa que deberá incorporar los magnetopares a la infraestructura del CubeSat, que será diseñada por otro estudiante. Por lo tanto, en la fase final del proyecto, será necesario llevar a cabo un importante trabajo en equipo para que, finalmente, todos los sistemas independientes del CubeSat que se han ido y se irán diseñando puedan ser incorporados correctamente en un CubeSat.

También es importante estudiar las mejoras necesarias para la operatividad del CubeSat en el espacio ya que, aunque esta no sea su finalidad, es interesante estudiar el sistema como si, realmente, pudiera operar en condiciones tan extremas como las que se encuentran más allá de la estratosfera. Además, puede ser interesante estudiar el efecto del par resistivo que se opone a cualquier movimiento del CubeSat.

Finalmente, será necesario adaptar ciertas hipótesis adoptadas en este proyecto que son viables para las simulaciones que han sido realizadas pero no lo serían para una implementación real del sistema. La más importante consiste en la asunción, en este proyecto, de que el campo magnético terrestre es constante. Esto no es real, no obstante, existen numerosos modelos que podrían mejorar significativamente la precisión de las simulaciones realizadas en este proyecto. Además, el campo magnético terrestre que incide en el CubeSat no sólo varía en módulo, sino que también varía su dirección en función de diversos factores, tales como la altitud de la órbita, su inclinación o la maniobra que se esté realizando. Para corregir este problema, un buen método es el denominado *B-dot*, que proviene de la expresión en

inglés para referirse a la variación temporal del vector campo magnético. A continuación se explica superficialmente en qué consiste este método.

B-dot

En la mayoría de misiones que realiza un CubeSat y en las que interviene la acción de un sistema compuesto por magnetopares es necesario reducir la velocidad angular del CubeSat. Por este motivo, los algoritmos del tipo \dot{B} son muy utilizados en la actualidad para estabilizar los pequeños vehículos espaciales. La primera vez que se planteó la ley \dot{B} fue en un artículo titulado *Elementary Magnetic Attitude Control Systems*, escrito por A. Craig Stickler y K.T. Alfriend y publicado por la revista *Spacecraft and Rockets* en 1976.

La ley \dot{B} utiliza la variación del campo magnético en pequeños intervalos de tiempo para determinar el par necesario para estabilizar el sistema. De esta manera no es necesario un complejo controlador capaz de modificar su comportamiento instantáneamente en función de la incidencia del campo magnético externo. Relaciona la variación del campo magnético que incide en el CubeSat con el momento dipolar magnético necesario para oponerse al momento angular del CubeSat rotando. Por este motivo, esta ley se utiliza principalmente para misiones de frenado (*detumbling*).

El principio físico de la ley \dot{B} es sencillo. Partiendo de la ecuación 2.9, es fácil llegar a la conclusión, ya planteada anteriormente, de que el par magnético es máximo cuando el momento dipolar y el campo magnético externo son perpendiculares y es nulo cuando son paralelos. Además, no es difícil demostrar que la derivada del campo magnético es a la vez proporcional a la velocidad angular del CubeSat y perpendicular a la velocidad angular del mismo.

No obstante, existen diversas maneras de aplicar la ley \dot{B} . Por un lado, se puede considerar un control proporcional, con un momento dipolar magnético aplicado por los magnetopares proporcional a la derivada temporal del campo magnético, siguiendo la proporcionalidad presentada entre la derivada del campo magnético y la velocidad angular del CubeSat. Este fenómeno se puede apreciar en la ecuación 2.15. Así, utilizando el momento dipolar magnético de control calculado mediante la ley \dot{B} , se puede controlar la actitud del CubeSat en cualquier punto de su trayectoria, sin importar las variaciones del campo magnético terrestre, ya que estas ya están contempladas. Por otro lado, se puede considerar un control \dot{B} del tipo *Bang-Bang*, que consiste en utilizar, en todo momento, el par máximo que pueden proporcionar los magnetopares. Este método resulta en una velocidad de maniobra significativamente superior y, además, el sistema de control es mucho más sencillo, ya que se define durante toda la maniobra el momento dipolar magnético de control como

$$m_{control} = -m_{max} \cdot \text{sgn}(\dot{B}) \quad (4.1)$$

Dónde la función sgn (función signo) sirve para definir el signo del momento dipolar magnético.

$$\begin{aligned} m_{control} &= m_{max} \text{ si } \dot{B} < 0 \\ m_{control} &= 0 \text{ si } \dot{B} = 0 \\ m_{control} &= -m_{max} \text{ si } \dot{B} > 0 \end{aligned} \quad (4.2)$$

Finalmente, también existe una modificación de la ley de control *Bang-Bang* [10] que consiste en el uso de la información proporcionada por el controlador \dot{B} proporcional para decidir, en un sistema compuesto por dos magnetopares para cada eje de aplicación, qué estado de accionamiento se debe utilizar en cada momento de la misión. Los estados de accionamiento para cada eje son:

1. Ambos magnetopares apagados.
2. Únicamente un magnetopar encendido.
3. Ambos magnetopares encendidos.

Este sistema es aún más eficiente que el anterior, aunque complica ligeramente el control.

Control tridimensional

Cómo ya se ha expuesto durante la memoria, el sistema propuesto en este proyecto únicamente satisface el control de actitud en un único eje. Sin embargo, se podría implementar el control de actitud del CubeSat en los tres ejes únicamente añadiendo un magnetopar adicional. Este último tendría que ser un solenoide con núcleo de aire dispuesto cómo se indica en la Figura 2.5, por motivos de aprovechamiento del espacio. Aunque también se podría probar el uso de un solenoide con núcleo metálico de estilo toroidal.

Para implementar las simulaciones pertinentes para probar el correcto funcionamiento del sistema, se tendrían que modificar los modelos presentados en este proyecto para incluir las dos dimensiones restantes. No debería ser una modificación extremadamente complicada, debido a las evidentes similitudes entre el control de la actitud del CubeSat en cada eje de rotación.



Capítulo 5

Conclusiones

El objetivo original de este proyecto era diseñar, fabricar y probar un sistema de control de la actitud de un CubeSat 1U basado en el uso de magnetopares. No obstante, como se ha explicado en el inicio de esta memoria, no se ha podido cumplir dicho objetivo. Sin embargo, el objetivo fue modificado resultando en algo que ha podido ser implementado, ya que se ha basado en el diseño de los modelos de control, en una prueba mediante simulaciones y, finalmente, en su mejora siempre que fuera posible.

Se analizará, a continuación el cumplimiento de los requisitos enunciados en el inicio de la memoria.

1. El sistema debe controlar la actitud del CubeSat satisfactoriamente: aunque no de manera totalmente eficiente, el sistema es capaz de controlar la actitud de un CubeSat 1U utilizando, únicamente, magnetopares.
2. El sistema de control de actitud mediante magnetopares forma parte de un conjunto de sistemas que deberán ser implementados en el mismo CubeSat, por lo tanto, se debe minimizar el espacio utilizado y la energía consumida: la elección de las dimensiones de los magnetopares se hizo pensando, por un lado, en el momento dipolar máximo que podrían realizar y, por el otro, en el espacio que ocuparían en la estructura del CubeSat. En este caso, durante la realización del proyecto se estudiaron diversas posibilidades de implementación de los diferentes subsistemas que componen el CubeSat, realizados por distintos alumnos en sus proyectos finales de estudios. De esta manera, se llegó a la conclusión que un diámetro aceptable para los solenoides era de 1 cm, ya que, de esta manera, se aseguraba la posibilidad de encajar el resto de elementos electrónicos que deberían formar el sistema de control. No obstante, en esta memoria no se han expuesto detalladamente las futuras implementaciones prácticas del sistema, ya que iba más allá del alcance de este proyecto.
3. El sistema debe incluir un controlador para guiar la actuación de los magnetopares durante su uso: de echo, se han implementado dos métodos de control diferentes, ya que el segundo surge de la capacidad de mejora del primero. Como ya se ha explicado anteriormente, estos modelos pueden seguir mejorándose.
4. El modelo de control debe ser capaz de efectuar diversas maniobras de orientación para alcanzar la posición deseada mediante un giro unidireccional: finalmente se han implementado tres funcionalidades para satisfacer gran cantidad de necesidades de

maniobra. Todas ellas han sido simuladas y se ha comprobado su correcto funcionamiento

Como ya se explicado, el resultado de este proyecto ha sido la implementación de tres funcionalidades diferentes: la modificación de la posición dada una posición de referencia, la modificación de la posición dado un ángulo de orientación y el frenado del satélite; utilizando dos métodos de control distintos. Todas ellas fueron probadas en múltiples ocasiones hasta alcanzar el resultado deseado. Para cada funcionalidad, se probaron gran cantidad de posibles maniobras (en esta memoria únicamente se presentan las más representativas) para confirmar el buen funcionamiento de los modelos de control.

Los resultados de la implementación de dichas funcionalidades ya ha sido analizado, por lo tanto, sólo queda concluir que, aunque todo sistema siempre puede ser mejorado, se han conseguido modelos considerablemente eficientes que, si se llegaran a implementar en un laboratorio, no significarían un gasto económico descabellado. Será en este momento cuando se pueda hacer un análisis más exhaustivo sobre el funcionamiento de los modelos de control ya que, en la práctica, siempre surgen imprevistos que en las simulaciones son obviados, sin embargo, estos imprevistos siempre desencadenan mejorar que no se habían planteado antes.

Bibliografía

- [1] J. Carnahan et al. A. Mehrparvar, D. Pignatelli. *CubeSat Design Specification*. California Polytechnic State University, 2014. Revisión 13.
- [2] Lt Col John Humphries. *Range safety user requirements manual volume 3 - Launch vehicles, payloads, and ground support systems requirements*. Air Force Space Command, 2004.
- [3] Cubesat missions. <https://www.cubesat.org/missions>. Último acceso: 11/04/2020.
- [4] T. Neilsen et al. C. Fish, C. Weston. Dice: Challenges of spinning cubesats. Technical Report 97, Utah State University, 2014.
- [5] Attitude actuators. <https://www.cubesatshop.com/product-category/attitude-actuators/>. Último acceso: 01/04/2020.
- [6] ISIS magnetorquer board. <https://www.isispace.nl/product/isis-magnetorquer-board/>. Último acceso: 20/04/2020.
- [7] W. J. Larson J. R. Wertz. *Space Mission Analysis and Desing*. Space Technology Library, tercera edition, 2005.
- [8] A. Bonilla. Estudio, diseño y construcción de una plataforma pivotante para ensayo del sistema de control de actitud (ACS) de un cubesat, Escola Superior d'Enginyeries Industrial, Aeroespacial i Audiovisual de Terrassa - Universitat Politècnica de Catalunya. Master's thesis, Junio 2019.
- [9] A. Yébenes. Project of an attitude control of 1 dof using a reaction wheel, Escola Superior d'Enginyeries Industrial, Aeroespacial i Audiovisual de Terrassa - Universitat Politècnica de Catalunya, Septiembre 2019.
- [10] F. Reichel. Attitude control system of uwe-3: Design, testing and verification. Master's thesis, Department of Computer Science, Robotics and Telematics - Julius-Maximilians-University Würzburg, Octubre 2012.
- [11] M. Rodríguez. Control y estimulación de la actitud de un vehículo espacial, Escuela Superior de Ingenieros - Universidad de Sevilla. Master's thesis, Marzo 2012.
- [12] A. I. van Hengel. Magnetorquer design and attitude control for shape, TU Delft, Febrero 2017.
- [13] S. Eshghi M. Böttcher, R. Varatharajoo. IOP Conference Series: Materials science and engineering. In *Testing and validation of a B algorithm for cubesat satellites*, Noviembre 2016.

BIBLIOGRAFÍA

- [14] V. David et al. C. Alexandre, J. Jaume. Cat-2: Attitude determination and control system for a gnss-r earth observation 6u cubesat mission. *European Journal of Remote Sensing*, 49(1):759–776, 2016.
- [15] W. Atkinson et al. J. Chin, J. Crusan. CubeSat101: Basic concepts and processes for first-time Cubesat developers, Octubre 2017.
- [16] R. Vargas P. Juárez. Diseño y construcción de un electroimán tipo solenoide. *Conciencia Tecnológica*, (46), 2013.
- [17] R. Lendínez. Simulador de campo magnético terrestre. Master's thesis, Universidad de Granada, 2017.
- [18] M. Leomanni. Comparison of control laws for magnetic detumbling. Technical report, Università degli Studi di Siena, 2012.
- [19] R. Lee T. Wright J. Li, M. Post. Design of attitude control systems for cubesat-class nanosatellite. *Journal of Control Science and Engineering*, 2013, 2013.
- [20] R. Triharjanto A. Muksin, R. Eko-Pietro. Pico-satellite detumbling simulation using magnetic attitude actuator. Technical report, Bandung Institute of Technology y Indonesian National Institute of Aeronautics and Space, 2016.
- [21] M. Ovchinnikov D. Roldugin. A survey on active magnetic attitude control algorithms for small satellites. *Progress in Aerospace Science*, 109, 2019.
- [22] F. López Aguilar J. Costa Quintana. *Interacción Electromagnética: Teoría clásica*. Editorial Reverté, 2007.
- [23] Y. Nakamura et al. M. Nagai, R. Funase. University of Tokyo's student nano.satellite project cubesat-xi and its on-orbit experiment results. Technical report, University of Tokyo, 2004.
- [24] K. Omagari et al. H. Sawada, K. Konoue. Tokyo tech 1kg pico-satellite cute-1: Development, launch and operations. Technical report, Tokyo Institute of Technology, 2004.
- [25] Eurockot's multiple orbit mission - 8 satellites into different orbits. <https://www.eurockot.com/missions/launch-record/mom/>. Último acceso: 02/04/2020.
- [26] AAU cubesat - Aalborg Universitys Studentsatellite. <http://www.space.aau.dk/cubesat/>. Último acceso: 01/04/2020.
- [27] QuakeSat. <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/q/quakesat>. Último acceso: 01/04/2020.
- [28] DTUusat. <http://www.dtusat.dtu.dk/>. Último acceso: 01/04/2020.
- [29] AeroCube 1, 2, 3. https://space.skyrocket.de/doc_sdat/aerocube-1.htm. Último acceso: 11/04/2020.

Anexo A

Código de Matlab para iniciar la simulación

```

1 clear all;
2 close all;
3
4 Bt=4.5e-5;           % Campo magnetico terrestre [T]
5 n=25000;             % Numero de espiras del solenoide
6 d=1e-2;              % Diametro del solenoide [m]
7 A=(d/2)^2*pi;        % Seccion recta del dolenoide [m2]
8
9 angle_init=30;        % Posicion inicial [grad]
10
11 funct=0;             %funct = 0: Usando setpoint. El CubeSat gira hasta
    llegar a un determinado angulo
12                     %funct = 1: Orientacion. El CubeSat gira el angulo
    deseado
13
14 if funct==0
15
16 angle_setpoint=0;     % Angulo de referencia [grad]
17
18
19 elseif funct==1
20
21 angle_orient=-40;     % Angulo de orientacion [grad]. Angulos positivos
    significan giro antihorario
22
23 angle_setpoint=angle_init+angle_orient;
24
25 end
26
27 error0=angle_setpoint-angle_init;
28
29 error0=abs(error0);
30
31 if 160<=error0 && error0<180
32     Pgain=10;
33     Igain=0;
34     Dgain=730;
35     Ngain=60;

```

```

36
37 elseif 140<=error0 && error0<160
38     Pgain=10;
39     Igain=0;
40     Dgain=690;
41     Ngain=60;
42
43 elseif 120<=error0 && error0<140
44     Pgain=10;
45     Igain=0;
46     Dgain=650;
47     Ngain=60;
48
49 elseif 100<=error0 && error0<120
50     Pgain=10;
51     Igain=0;
52     Dgain=600;
53     Ngain=60;
54
55 elseif 80<=error0 && error0<100
56     Pgain=10;
57     Igain=0;
58     Dgain=545;
59     Ngain=60;
60
61 elseif 60<=error0 && error0<80
62     Pgain=10;
63     Igain=0;
64     Dgain=490;
65     Ngain=60;
66
67 elseif 40<=error0 && error0<60
68     Pgain=10;
69     Igain=0;
70     Dgain=430;
71     Ngain=60;
72
73 elseif 20<=error0 && error0<40
74     Pgain=10;
75     Igain=0;
76     Dgain=350;
77     Ngain=60;
78
79 elseif 10<=error0 && error0<20
80     Pgain=10;
81     Igain=0;
82     Dgain=255;
83     Ngain=60;
84
85 elseif 0<=error0 && error0<10
86     Pgain=10;
87     Igain=0;
88     Dgain=200;
89     Ngain=60;
90
91 else
92

```

```
93 end
94
95 J=0.05;           % Momento de inercia [kgm2]
96 Mmax=0.2;        % Momento dipolar magnetico maximo [Am2]
97 Tdist=0;         % Torque resistivo [Nm]
98 tsample=1e-2;    % Tiempo de muestreo [s]
99 tstop=300;       % Tiempo de simulacion [s]
100 run('SimulacionOrientacion.slx')
```



Anexo B

Función para determinar los valores de los parámetros del controlador PID

```

1 function y = fcn(u)
2 coder.extrinsic('set_param')
3
4
5 for i=0:1:2
6
7 v=abs(u);
8
9 if 0<=v && v<10 %en torno a 180 grad
10
11     set_param('SimulacionOrientacion/PID Controller','P','8','I','0','D',
12             '','200','N','60')
13     break
14 elseif 10<=v && v<20 %en torno a 160 grad
15
16     set_param('SimulacionOrientacion/PID Controller','P','8','I','0','D',
17             '','285','N','60')
18     break
19 elseif 20<=v && v<40 %en torno a 140 grad
20
21     set_param('SimulacionOrientacion/PID Controller','P','7','I','0','D',
22             '','380','N','60')
23     break
24 elseif 40<=v && v<60 %en torno a 120 grad
25
26     set_param('SimulacionOrientacion/PID Controller','P','7','I','0','D',
27             '','470','N','60')
28     break
29 elseif 60<=v && v<80 %en torno a 100 grad
30
31     set_param('SimulacionOrientacion/PID Controller','P','7','I','0','D',
32             '','530','N','60')
33     break

```

```

33
34 elseif 80<=v && v<100    %en torno a 80 grad
35
36     set_param('SimulacionOrientacion/PID Controller','P','7','I','0','D
37         ','585','N','60')
38     break
39 elseif 100<=v && v<120    %en torno a 60 grad
40
41     set_param('SimulacionOrientacion/PID Controller','P','7','I','0','D
42         ','640','N','60')
43     break
44 elseif 120<=v && v<140    %en torno a 40 grad
45
46     set_param('SimulacionOrientacion/PID Controller','P','6','I','0','D
47         ','680','N','60')
48     break
49 elseif 140<=v && v<160    %en torno a 20 grad
50
51     set_param('SimulacionOrientacion/PID Controller','P','6','I','0','D
52         ','720','N','60')
53     break
54 elseif 160<=v && v<180    %en torno a 10 grad
55
56     set_param('SimulacionOrientacion/PID Controller','P','6','I','0','D
57         ','760','N','60')
58     break
59 else
60
61     set_param('SimulacionOrientacion/PID Controller','P','0','I','0','D
62         ','0','N','0')
63     break
64 end
65
66
67
68 i=i+tsample;
69
70 end
71
72
73 y = u;

```

Anexo C

Método de control óptimo

Este método de control se basa en, primero, la aplicación del par magnético máximo durante un tiempo específico para acelerar el sistema; a continuación, se deja de aplicar corriente a los magnetopares; finalmente, se vuelve a aplicar el par magnético máximo durante el mismo tiempo que se aplicó inicialmente pero en el sentido opuesto.

Para calcular los tiempos de aplicación se dividió la maniobra en las tres etapas en las que se divide en control y se asumió que, para la primera y la tercera etapa, el CubeSat estaría realizando un movimiento circular uniformemente acelerado o frenado por los magnetopares; en la segunda etapa, sin embargo, se asumió un movimiento circular uniforme, a una velocidad angular constante alcanzada al final de la primera etapa. Las diferentes etapas se pueden observar en la Figura C.1

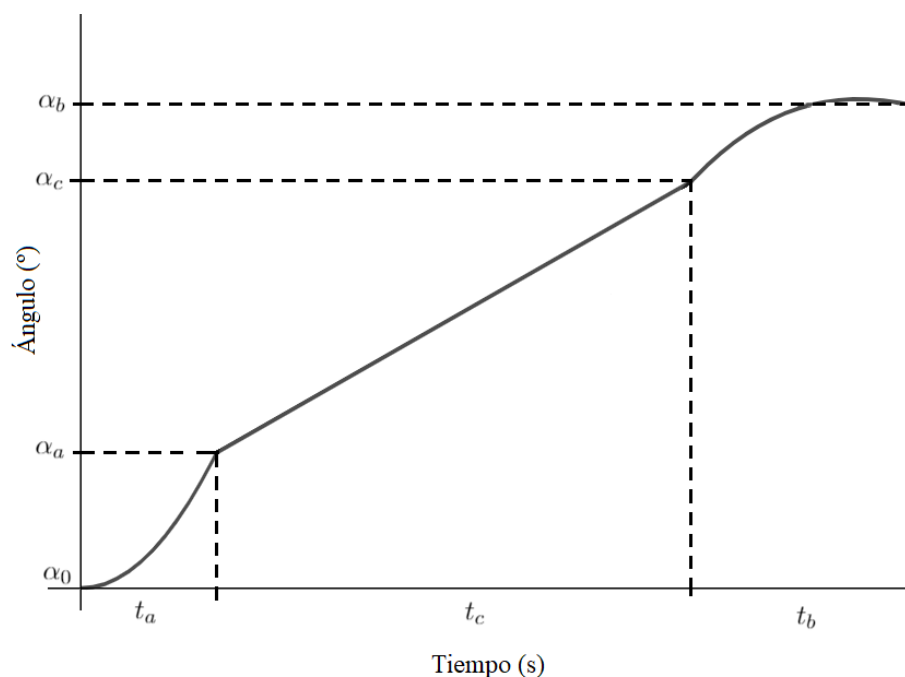


Figura C.1: Etapas en las que se divide la maniobra

Siempre se debe cumplir que

$$t_m = t_a + t_b + t_c \quad (C.1)$$

Etapa de aceleración (A)

Suponiendo una velocidad angular inicial nula, el ángulo recorrido pasado el tiempo t_a se puede calcular como

$$\alpha_a = \alpha_0 + \omega_0 \cdot t_a + \frac{1}{2} \cdot \frac{d\omega}{dt} \cdot t_a^2 = \alpha_0 + \frac{1}{2} \cdot \frac{d\omega}{dt} \cdot t_a^2 \quad (C.2)$$

Y, a su vez, la velocidad angular pasado el tiempo t_a será

$$\omega_a = \omega_0 + \frac{d\omega}{dt} \cdot t_a = \omega_c \quad (C.3)$$

Etapa de velocidad constante (C)

En este caso, el ángulo recorrido pasado el tiempo t_c es

$$\alpha_c = \alpha_a + \omega_c \cdot t_c \quad (C.4)$$

Y substituyendo las ecuaciones C.2 y C.3 en la ecuación C.4, se obtiene

$$\alpha_c = \alpha_0 + \frac{d\omega}{dt} \cdot \left(\frac{1}{2} \cdot t_a^2 + t_a \cdot t_c \right) \quad (C.5)$$

Etapa de Frenado (B)

Finalmente, se puede obtener el ángulo recorrido pasado el tiempo t_b incluyendo las ecuaciones planteadas anteriormente a la expresión necesaria para calcular la posición en un movimiento circular uniformemente frenado.

$$\alpha_b = \alpha_0 + \frac{d\omega}{dt} \cdot \left(\frac{1}{2} \cdot t_a^2 - \frac{1}{2} \cdot t_b^2 + t_a \cdot t_c + t_a \cdot t_b \right) \quad (C.6)$$

Además, es posible relacionar la variación temporal de la velocidad angular con el par máximo aplicable y con el momento de inercia del CubeSat utilizando la ecuación 2.8. Por lo tanto, suponiendo que en todo momento en que se aplique un par magnético mediante los magnetopares, éste será máximo, es posible obtener una constante de proporcionalidad h definida como

$$h = \left(\frac{\tau_m}{J} \right)_{max} \quad (C.7)$$

Así, si además se modifica la denominación del ángulo α_b por α_f , ya que se trata del ángulo final y, además, se supone que $t_a = t_b = t$, se puede obtener el tiempo de aplicación del par magnético:

$$t = \frac{h \cdot t_m \pm \sqrt{h^2 \cdot t_m^2 - 4 \cdot h \cdot (\alpha_f - \alpha_0)}}{2 \cdot h} \quad (C.8)$$

Por lo tanto, t es el tiempo que debe estar encendido el sistema de magnetopares en cada etapa de aplicación durante la maniobra. Así, los magnetopares estarán apagados durante el tiempo t_b , calculado como

$$t_b = t_m - 2 \cdot t \quad (\text{C.9})$$

Finalmente, si lo que se prioriza es el tiempo de maniobra, será necesario que el tiempo t_b sea mínimo, por lo tanto, nulo. Así, es necesario encontrar para qué t se cumple esto:

$$h^2 \cdot t_m^2 - 4 \cdot h \cdot (\alpha_f - \alpha_0) \geq 0$$

$$t_m^2 \geq \frac{4 \cdot (\alpha_f - \alpha_0)}{h} \quad (\text{C.10})$$

$$t_m = 2 \cdot \sqrt{\frac{\alpha_f - \alpha_0}{h}} \quad (\text{C.11})$$

Para finalizar, a continuación se presentan tanto el código de Matlab utilizado para ejecutar el modelo, como la función necesaria para simular la aplicación óptima del par máximo.

Código de Matlab

```

1 clear all;
2 close all;
3
4 Bt=4.5e-5;           % Campo magnetico terrestre [T]
5 n=25000;             % Numero de espiras del solenoide
6 d=1e-2;              % Diametro del solenoide [m]
7 A=(d/2)^2*pi;        % Seccion recta del solenoide [m2]
8 Mmax=0.2;            % Momento dipolar magnetico maximo [Am2]
9 J=0.05;              % Momento de inercia [kgm2]
10
11 angle_init=30;       % Posicion inicial [grad]
12
13 funct=1;             %funct = 0: Usando setpoint. El CubeSat gira hasta
    llegar a un determinado angulo
14                     %funct = 1: Orientacion. El CubeSat gira el angulo
    deseado
15
16 if funct==0
17
18     angle_setpoint=0;   % Angulo de referencia [grad]
19
20
21 elseif funct==1
22
23     angle_orient=-120;  % Angulo de orientacion [grad]. Agulos positivos
    significan giro antihorario
24
25     angle_setpoint=angle_init+angle_orient;
26
27 end
28
29 error0=angle_setpoint-angle_init;

```

```

30
31 if error0>=0
32     Mmax=Mmax;
33
34 else
35     Mmax=-Mmax;
36
37 end
38
39 error0_rad=deg2rad(error0);
40
41 h = (Mmax*Bt)/J;
42
43 tm=2*sqrt(error0_rad/h);           % tm minimo
44
45 t1=(h*tm+sqrt((h^2*tm^2)-4*h*error0_rad))/(2*h);
46 t2=(h*tm-sqrt((h^2*tm^2)-4*h*error0_rad))/(2*h);
47
48 if t1<=0
49     t=t2;
50
51 elseif t2<=0
52     t=t1;
53
54 elseif t1<=t2
55     t=t1;
56
57 else
58     t=t2;
59
60 end
61
62 Tdist=0;           % Torque resistivo [Nm]
63 tsample=1e-2;      % Tiempo de muestreo [s]
64 tstop=300;         % Tiempo de simulacion [s]
65 run('SimulacionNuevo.slx')

```

Función de Simulink

```
1 function y = fcn(time, t, tm, Mmax)
2
3         % time = tiempo de simulacion
4 tsb=tm-t; % tsb= time start break
5
6 if 0<time && time<=t
7
8     MagMoment = Mmax;
9
10 elseif tsb<time && time<=tm
11
12     MagMoment = -Mmax;
13
14 else
15
16     MagMoment = 0;
17
18 end
19
20 y = MagMoment;
```



Anexo D

Presupuesto

| Categoría | Producto | Cantidad | Precio (€) |
|---------------------------|--------------------------------------|------------|---------------|
| Software | | | |
| | Licencia de Matlab | 1 | 500 |
| | Licencia de Simulink | 1 | 500 |
| | Licencia de Simulink 3D Animation | 1 | 200 |
| TOTAL Software | | | 1200 |
| Categoría | Tarea | Tiempo (h) | Precio (€) |
| Mano de obra | | | |
| | Project Charter | 15 | 375 |
| | Documentación | 90 | 2500 |
| | Simulaciones | 95 | 2375 |
| | Análisis de resultados | 80 | 2000 |
| | Búsqueda de mejoras | 20 | 500 |
| TOTAL Mano de obra | | | 7750 |
| SUBTOTAL | | | 8950 |
| Contingencias | | 5 % | 447.5 |
| TOTAL | | | 9397.5 |

Tabla D.1: Presupuesto

